
Alma Mater Studiorum – Università di Bologna

DOTTORATO DI RICERCA IN
MECCANICA E SCIENZE AVANZATE DELL'INGEGNERIA

Ciclo XXIV

Settore Concorsuale di afferenza: 09/C1

Settore Scientifico disciplinare: ING IND 09

**PRODUZIONE AUTOMATIZZATA PER NASTRATURA
DI COMPONENTI STRUTTURALI IN MATERIALE
COMPOSITO**

Presentata da: FEDERICO MALDINI

Coordinatore Dottorato

Chiar.mo Prof. Ing.
Davide Moro

Relatore

Chiar.mo Prof. Ing.
Pier Gabriele Molari

Esame finale anno 2012

Indice

| | |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| PRESENTAZIONE DEL LAVORO | 1 |
| I – Tema della ricerca..... | 1 |
| II – Struttura della tesi..... | 2 |
| INDUSTRIALIZZAZIONE DI COMPONENTI STRUTTURALI IN MATERIALE COMPOSITO PER MEDIO-GRANDE SERIE..... | 5 |
| 1.1. Analisi comparativa delle tecnologie..... | 5 |
| 1.1.1 Prepreg lay-up | 8 |
| 1.1.1.1 Prepreg lay-up + Pressa calda | 17 |
| 1.1.2 Injection molding..... | 20 |
| 1.1.3 Compression Molding..... | 31 |
| 1.1.4 Tecnologie di posizionamento di rinforzi di tipo continuo | 38 |
| 1.1.5 Termoformatura con rinforzo a fibra lunga..... | 55 |
| 1.1.6 Conclusioni..... | 57 |
| 1.2 Approfondimento sistemi materiale-tecnologia utilizzati per produzioni in media serie ... | 58 |
| 1.2.1 Prepreg lay-up manuale, automatizzato e polimerizzazione in o out of autoclave | 60 |
| 1.2.1.1 Prepreg lay-up | 60 |
| 1.2.1.2 Prepreg per applicazioni ad elevate prestazioni | 61 |
| 1.2.1.3 Prepreg per lay-up manuale o automatizzato e polimerizzazione a basse temperature e pressioni (out of autoclave)..... | 74 |
| 1.2.1.4 Automated tape laying | 93 |
| 1.2.1.5 Fiber placement | 100 |
| 1.2.2 RTM..... | 104 |
| 1.2.3 Filament winding | 116 |
| 1.2.4 Thermoforming..... | 118 |
| 1.2.4.1 Materiali termoplastici con rinforzi in fibra di carbonio, vetro e aramide ad elevate prestazioni meccaniche ed elevate prestazioni in temperature..... | 120 |
| 1.2.4.2 Confronto tra diversi tipi di compositi termoplastici ad elevate prestazioni meccaniche ed in temperatura..... | 125 |
| 1.2.4.3 Confronto tra compositi a matrice termoplastica e termoindurente | 134 |
| 1.2.5 Criteri generali per la scelta del tessuto e sistema di tessuto | 140 |
| FIBRE E COLLEGAMENTI, LA VIA DELLA NASTRATURA..... | 143 |
| 2.0 Introduzione..... | 143 |

| | | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 2.1 | Decadimento delle proprietà meccaniche della fibra unidirezionale nelle trasformazioni in utilizzazione sotto forma di tessuto e laminato..... | 144 |
| 2.2 | Efficienza strutturale dei collegamenti | 149 |
| 2.2.1 | Elementi fondamentali del trasferimento del carico di taglio attraverso giunzione incollate | 154 |
| 2.2.1.1 | Non uniformità del trasferimento di carico attraverso incollaggi adesivi..... | 159 |
| 2.2.1.2 | Modello elasto-plastico a taglio dell'adesivo | 167 |
| 2.2.1.3 | Giunto incollato a singola sovrapposizione | 171 |
| 2.2.1.4 | Giunti incollati a gradini | 173 |
| 2.2.1.5 | Ridistribuzioni del carico in giunzioni incollate in presenza di difetti o danneggiamenti | 174 |
| 2.2.2 | Elementi fondamentali nel trasferimento di carico di taglio attraverso elementi di fissaggio meccanici | 177 |
| 2.2.2.1 | Giunzioni di compositi a singolo foro imbullonato (o a singola fila)..... | 181 |
| 2.2.2.2 | Giunzioni di compositi mediante imbullonamenti su più file | 187 |
| 2.2.3 | Collegamento di componenti in materiale composito per mezzo di inserti metallici annegati copolimerizzati e/o incollati..... | 190 |
| 2.2.4 | Collegamento di componenti in materiale composito in continuità di fibra per copolimerizzazione di pelli ed incollaggi strutturali | 193 |
| 2.2.5 | La via della nastratura | 195 |
| STUDIO DI UNA TECNOLOGIA DI PRODUZIONE AUTOMATIZZATA PER NASTRATURA | | 197 |
| 3.0 | La nastratura strutturale automatizzata | 197 |
| 3.1 | Progettazione della macchina di nastratura: | 208 |
| 3.1.1 | Considerazioni preliminari | 209 |
| 3.1.2 | Descrizione della testa, primo dimensionamento e analisi sollecitazioni in fase di nastratura..... | 212 |
| 3.1.3 | Progetto di massima..... | 215 |
| 3.2 | Definizione del processo, descrizione delle diverse fasi..... | 226 |
| DIMENSIONAMENTO E LINEE GUIDA PROGETTUALI DI UN TELAIO FORMULA SAE® REALIZZATO CON TECNOLOGIA DI NASTRATURA AUTOMATIZZATA IN MATERIALE COMPOSITO | | 235 |
| 4.0 | Introduzione..... | 235 |
| 4.1 | Approccio progettuale e definizione del layout generale..... | 237 |
| 4.2 | Scelte progettuali e visione di dettaglio | 239 |
| CALCOLO TORSIONALE E VALUTAZIONE DEI VANTAGGI IN TERMINI DI PESO E RIGIDEZZA RISPETTO AL TELAIO IN TUBOLARE D'ACCIAIO 2009 | | 251 |
| 5.0 | Introduzione..... | 251 |
| 5.1 | Misura sperimentale della rigidezza torsionale del telaio tubolare in acciaio 2009 | 252 |
| 5.2 | Calcolo FEM della rigidezza torsionale del telaio di prima progettazione | 253 |

| | | |
|--------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 5.2.1 | Correzione del modello in base alla validazione sperimentale | 257 |
| VALIDAZIONE SPERIMENTALE DEL MODELLO | | 259 |
| 6.1 | Caratterizzazione Sperimentale dei Materiali Compositi | 259 |
| 6.1.1 | Introduzione..... | 259 |
| 6.1.1.1 | Proprietà meccaniche e fisiche di interesse del laminato classico | 261 |
| 6.1.1.2 | Stato dell'arte della caratterizzazione di materiali compositi | 262 |
| 6.1.1.3 | Differenze tra la caratterizzazione di materiali compositi e materiali isotropi .. | 262 |
| 6.1.1.4 | Approccio Building-Block per la validazione strutturale di parti in materiale composito | 263 |
| 6.1.1.5 | Test del materiale..... | 266 |
| 6.1.1.6 | Prove delle feature strutturali | 267 |
| 6.1.2 | Misurazione delle proprietà fisiche..... | 268 |
| 6.1.2.1 | Densità | 268 |
| 6.1.2.2 | Frazioni in peso e volume dei costituenti..... | 268 |
| 6.1.2.3 | Coefficienti di espansione termica..... | 269 |
| 6.1.3 | Misurazione delle proprietà meccaniche..... | 270 |
| 6.1.3.1 | Introduzione..... | 270 |
| 6.1.3.2 | Proprietà in Trazione | 275 |
| 6.1.3.3 | Proprietà in Compressione | 280 |
| 6.1.3.4 | Proprietà a taglio nel piano..... | 286 |
| 6.1.3.5 | Resistenza a taglio interlaminare (delaminazione) | 294 |
| 6.1.3.6 | Proprietà all'impatto | 297 |
| 6.1.3.7 | Proprietà "di progetto" | 299 |
| 6.1.3.8 | Osservazioni: datasheets commerciali e normalizzazione dei risultati..... | 302 |
| 6.2 | Prove sperimentali per la validazione del modello di calcolo secondo l'approccio building-block | 304 |
| 6.2.1 | Caratterizzazione completa statica del laminato Cycom 2020 HM Epoxy..... | 304 |
| 6.2.1.1 | Prove a trazione | 306 |
| 6.2.1.2 | Prove a compressione | 310 |
| 6.2.1.3 | Prove a taglio nel piano..... | 316 |
| 6.2.1.4 | Prove di delaminazione ILSS | 320 |
| 6.2.2 | Prova di dettaglio su parte elementare di telaio..... | 324 |
| CONCLUSIONI e SVILUPPI FUTURI | | 335 |
| 7.0 | Conclusioni..... | 335 |
| 7.1 | Sviluppi futuri..... | 336 |
| Bibliografia..... | | 337 |
| Disegni costruttivi..... | | 344 |

PRESENTAZIONE DEL LAVORO

I – Tema della ricerca

Questa dissertazione tratterà l'argomento dello studio di metodi di progettazione e processi tecnologici innovativi per l'industrializzazione in medio-grande serie di componenti strutturali in materiale composito.

L'interesse della ricerca verso questo ambito è suscitato dai notevoli vantaggi che l'utilizzo di materiali dall'alto rapporto prestazioni meccaniche/peso danno nella ricerca di elevate prestazioni in applicazioni sportive e diminuzione dei consumi ed emissioni inquinanti in mezzi di trasporto di grande serie.

Lo studio di componenti in materiale composito è caratterizzato dalla peculiarità di non poter disgiungere la progettazione della geometria della parte da quella del materiale e del processo, ed in questo senso nella figura del progettista si vanno a riassumere sinergicamente competenze riguardanti i tre ambiti.

Lo scopo di questo lavoro è la proposizione di una metodologia di progettazione e produzione di componenti strutturali che permetta l'utilizzazione ottimale della natura fibrosa del materiale composito sia dal punto di vista del trasferimento dei

carichi tra diversi componenti, sia dal punto di vista del processo di laminazione che avviene per nastratura automatizzata. Lo studio è volto a mostrare in quali termini tale tecnologia sia potenzialmente in grado di superare i vincoli di forma ed i limiti di efficienza meccanica delle giunzioni tra le parti e di garantire maggiore produttività e costi inferiori rispetto ai diversi metodi di produzione che rappresentano oggi lo stato dell'arte dell'industrializzazione in medio-grande serie.

Particolare attenzione verrà posta sull'utilizzo della tecnologia oggetto di studio per la produzione di telai automobilistici.

Le informazioni sono state ricavate dalle più importanti pubblicazioni esistenti nel campo dello studio dei materiali compositi, da riviste tecniche internazionali (SAE, ASM, Science Direct,...), e da lavori precedentemente compiuti in istituti di ricerca stranieri.

II – Struttura della tesi

Il lavoro è organizzato in sei capitoli più le conclusioni, strutturati come segue:

- Capitolo I: La sfida dell'industrializzazione di componenti strutturali in materiale composito per medio-grande serie: limiti delle tecnologie attualmente utilizzate e potenziali direzioni di sviluppo
- Capitolo II: I collegamenti e la natura fibrosa dei compositi: valutazioni in merito ai vantaggi che la nastratura di inserti metallici darebbe nell'ottimale utilizzazione delle caratteristiche meccaniche del materiale composito
- Capitolo III: Analisi di fattibilità, studio funzionale e prima progettazione di una tecnologia di produzione automatizzata per nastratura di componenti strutturali in materiale composito

-
- Capitolo IV: Il telaio di F Student: dimensionamento di primo tentativo, linee guida di progettazione
 - Capitolo V: Calcolo del modello di primo tentativo e valutazione dei vantaggi in termini di peso e rigidità nel confronto con il telaio tubolare d'acciaio del campionato 2009
 - Capitolo VI: Validazione sperimentale del modello per mezzo di caratterizzazione statica completa del materiale composito e prova meccanica su di una parte elementare di telaio

Capitolo 1

INDUSTRIALIZZAZIONE DI COMPONENTI STRUTTURALI IN MATERIALE COMPOSITO PER MEDIO-GRANDE SERIE

1.1. Analisi comparativa delle tecnologie

Anche se l'utilizzo di materiali compositi per la produzione di componenti di autoveicoli risale alla realizzazione della carrozzeria in fibra di vetro della vettura statunitense Chevrolet Corvette del 1953, dopo più di cinquant'anni l'uso di questi materiali innovativi è ancora fortemente limitato a vetture supersportive e a settori di nicchia. Alla realizzazione di poche parti di carrozzeria si accompagna una ancor minore applicazione per componenti strutturali e parti meccaniche, ed il motivo di

questo uso limitato è l'elevato costo, tempo di processo, e quindi bassi ratei produttivi. La ricerca di prestazioni sempre maggiori e l'introduzione di sempre più stringenti normative antinquinamento stanno però negli ultimi anni spingendo i costruttori di vetture supersportive ed anche le grandi case automobilistiche, verso la riduzione dei pesi delle autovetture, che non può che passare attraverso l'utilizzo di materiali dall'alto rapporto prestazioni meccaniche/peso quali sono i materiali fibrorinforzati.

L'utilizzo intensivo di materiali compositi nel settore aerospaziale è invece oggi realtà e condizione necessaria per la competitività sul mercato. Il Boeing 787 Dreamliner è il primo aereo di linea a essere realizzato con una elevata percentuale di fibra di carbonio (oltre il 50%), la fusoliera è interamente in fibra di carbonio con parti in titanio atte a rinforzare la struttura. L'utilizzo massiccio di questo materiale ha permesso di risparmiare più del 20% del peso rispetto a un aereo tradizionale di pari grandezza, in alluminio. La diminuzione del peso permette al B787 un elevato risparmio del combustibile rispetto ai tradizionali aerei di linea in alluminio, ragion per cui le maggiori compagnie hanno subito scelto, per il rinnovo delle proprie flotte, proprio il B787.

Il campo dei materiali compositi è caratterizzato dalla peculiarità di non poter disgiungere la progettazione del materiale da quella della geometria della parte e del processo, quindi nell'affrontare la progettazione di componenti strutturali in materiale composito il progettista meccanico ed il tecnologo si trovano a dover collaborare sinergicamente nel design for manufacturing delle parti.

I criteri di scelta dell'utilizzo di una determinata tecnologia sono quindi molteplici e la selezione per analisi comparativa tra i vari processi disponibili può assumere significato in termini di macro-distinzioni, essendo questo un settore in continua evoluzione in cui l'innovazione modifica a ritmi elevatissimi il panorama tecnologico di riferimento.

Si rimanda a studi precedenti [1, 2] per una approfondita trattazione dei processi di produzione di parti finite che hanno messo in luce gli aspetti che riguardano le

tecnologie, i materiali utilizzabili, le caratteristiche in termini di costi e proprietà meccaniche conferibili alle parti realizzate. L'oggettivazione dei limiti delle tecnologie attualmente allo stato dell'arte e l'individuazione di potenziali direzioni di sviluppo può essere coadiuvata da un'analisi comparata che ponga particolare attenzione ai seguenti temi di indagine e confronto (drivers):

- Prestazioni strutturali (resistenza statica e rigidezza; modulo elastico; frazione in volume di fibre; prestazioni in riferimento all'urto)
- Costi (tempi e ratei produttivi; costo di manodopera; costi di attrezzamento e ripetibilità ed affidabilità del processo)
- Vincoli di natura morfologica (geometria del componente; limiti sulla resa estetica)

Le tecnologie prese in considerazione sono quelle che si basano sul lay-up di tessuti preimpregnati:

- Prepreg + Autoclave
- Prepreg senza Autoclave (Prepreg + Pressa)

quelle raggruppabili sotto il nome di tecnologie di injection moulding:

- RTM e simili
- Vacuum Infusion e simili

quelle che si basano sul posizionamento continuo del rinforzo:

- Filament Winding
- Pultrusione
- Pull Winding
- Braiding

e quelle che utilizzano preimpregnati con resina termoplastica:

- Termoforming

Questo tipo di approccio sintetico ha come scopo il fornire una illustrazione ragionata sull'intero panorama tecnologico attuale ed in questo senso sarà di aiuto una tabella posta alla fine del paragrafo che riassumerà le caratteristiche dei processi

sotto indagine in cui sono assegnate alle varie tecnologie delle valutazioni sintetiche sotto forma di punteggio in cui al valore 5 corrisponde lo stato di Best in Class ed 1 rappresenta il giudizio peggiore.

Per una comparazione omogenea delle diverse tecnologie si è sempre considerato di utilizzare fibra di carbonio come materiale di rinforzo.

1.1.1 Prepreg lay-up

Il manual prepreg lay-up consiste nella deposizione manuale di rinforzi preimpregnati su stampi aperti con compattazione mediante sacco a vuoto e cura in autoclave. I processi a stampo aperto offrono alcuni vantaggi rispetto ad altre tecnologie più complesse e capaci di ratei produttivi medio alti, e sono utilizzati per numerose applicazioni specializzate.

Prestazioni meccaniche

Il manual prepreg lay-up con cura in autoclave, insieme alle tecnologie di braiding, garantiscono le maggiori proprietà meccaniche in rapporto al gruppo di tecnologie considerate. Nel primo caso il raggiungimento di ottime prestazioni in termini di resistenza statica ed elevata rigidità è permesso dall'uso di rinforzi preimpregnati che garantiscono un'ottimo controllo dell'uniformità della distribuzione di resina e delle percentuali di vuoto, ed un'ottima compattazione, sicuramente migliori rispetto alle tecnologie di infusione di resina ed in generale alle tecnologie che fanno uso di rinforzi secchi. Inoltre la grande libertà di realizzazione di qualunque tipo di geometria, tipica di questo processo, e la possibilità di inserire nel lay-up rinforzi localizzati unidirezionali in corrispondenza delle isostatiche di tensione per poter meglio rispondere alle linee di carico permette l'ottimizzazione delle capacità strutturali altoresistenziali della parte.

Da annotare è però, rispetto soprattutto ai processi di compression molding, una limitata possibilità di utilizzare riempitivi quali schiume o pannelli sandwich per modificare le proprietà.

Prestazioni in riferimento all'urto

Le prestazioni in riferimento all'urto dei componenti realizzati con questa tecnologia sono secondi solo a quelli realizzati per mezzo del processo di braiding. Grazie alla grande libertà di progettazione propria del manual prepreg lay-up, le già alte proprietà meccaniche possono essere accompagnate alla realizzazione di parti dalla geometria appositamente studiata per massimizzare la quantità di energia assorbita in caso di impatto (elevato crashworthiness).

Rateo produttivo e Tempo di ciclo

Questa tecnologia garantisce il peggior rateo produttivo in riferimento ai processi da noi considerati. L'estrema manualità della manipolazione dei tessuti preimpregnati e l'esecuzione della lunga cura in autoclave si ripercuotono sul tempo di ciclo che risulta il più lungo della categoria e questi limiti non permettono il superamento di ratei produttivi superiori ai 200 – 300 pezzi/anno. Molto elevato risulta anche il tempo di post-stampaggio e riattrezzaggio, in quanto dopo ogni ciclo lo stampo deve essere ripulito e ripreparato manualmente per il ciclo successivo.

Il manual prepreg lay-up risulta quindi una tecnologia applicabile solamente alle piccole serie di parti dalle dimensioni compatibili con la grandezza dell'autoclave e grazie alla sua versatilità ed affidabilità tipicamente viene utilizzato per tutte quelle applicazioni di compositi per veicoli ad alta performance, quali auto da corsa, aerei e veicoli spaziali.

La Fig. 1 (Metà superiore dello chassis della monoposto Lola Formula 1 modellata in autoclave) mostra la metà superiore di uno chassis di una monoposto di Formula 1 sottoposto a curing, modellato e ripulito. La Fig. 2 mostra l'auto completata in cui tutte le strutture all'infuori del motore e della scatola del cambio sono in materiali compositi realizzati in prevalenza con resina epossidica trattata con prepreg curing a 120°C in autoclave e con prepreg in tessuti di fibre a modulo intermedio (IM).

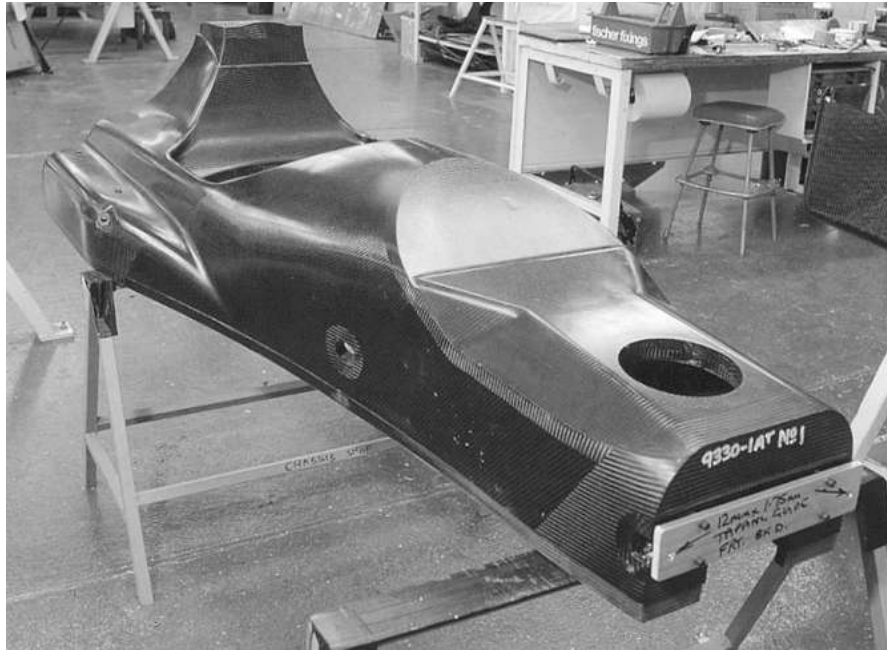


Fig. 1.1



Fig. 1.2

Di elevata rilevanza tecnica è anche la realizzazione in manual prepreg lay-up di telaio e sottoscocca della vettura supersportiva Ferrari Enzo che negli anni 2002 – 2003 è stata prodotta in 400 esemplari (Fig. 3).



Fig. 1.3

Da annotare è però il netto miglioramento di rateo produttivo e tempo di ciclo che si potrebbe avere per mezzo dell'utilizzo delle nuove tecnologie di manual prepreg lay-up con compattazione e cura in pressa, denominate Prepreg + pressa, e che, ancora poco conosciuto, sta però suscitando grandissimo interesse in quanto unisce i pregi prestazionali della deposizione manuale di preimpregnati con i vantaggi in termini di velocità di ciclo e costo di macchinari che la pressa può garantire rispetto all'utilizzo dell'autoclave. Inoltre la ricerca sta ponendo grande attenzione allo sviluppo dell'automazione dei piazzamenti e del lay-up che ancora oggi risultano molto difficili a causa della difficile maneggiabilità dei tessuti preimpregnati.

L'eliminazione della necessità di un'autoclave rende il processo di deposizione manuale di tessuti preimpregnati molto più appetibile per il mercato automobilistico di media serie, quale è quello a cui noi vogliamo rivolgerci, in quanto permette l'abbattimento di costi e tempi di ciclo altrimenti insostenibili. Ad un forte aumento di rateo produttivo corrisponde però la convenienza di realizzare stampi più duraturi in acciaio e quindi un calo della libertà di forme realizzabili in quanto vengono a dover essere rispettati quei vincoli tipici dei processi di stampaggio legati agli sforni, cioè alla necessità di estrarre la parte dagli stampi.

Costo di attrezzamento

In riferimento a questo driver il manual prepreg lay-up risulta il Best in Class. Gli attrezzamenti fondamentalmente si limitano alla realizzazione di uno stampo aperto, che è generalmente costruito in materiale composito e quindi è molto meno costoso degli stampi in acciaio tipici dei processi a stampo chiuso quali RTM o Compression Molding. Altro vantaggio rispetto agli stampi metallici è il fatto che questo sia realizzato con materiali dal simile comportamento termico rispetto ai materiali di formatura. Questa caratteristica fa sì che stampo e pezzo presentino le stesse dilatazioni termiche in presenza degli stessi gradienti di temperatura, il che limita i problemi di deformazione e degradazione estetica che si potrebbero avere a seguito di scorrimento tra le superfici.

La forte manualità tipica di questo processo e il basso costo di attrezzamento, con la conseguente possibilità di modificare senza spese eccessive lo stampo, permette grande facilità di modifiche del progetto, il che risulta essere in sintonia con la natura artigianale di questo processo.

Costo di manodopera

In accordo con quanto detto riguardo all'estrema manualità di questo tipo di laminazione, il manual prepreg lay-up risulta la tecnologia dal maggior costo di manodopera. Negli ultimi anni si sta infatti osservando uno spostamento della

produzione di questo tipo di parti nei paesi dal minor costo del lavoro, quali Taiwan e Cina per quel che riguarda l'oriente, e Romania per quel che riguarda i paesi europei emergenti.

Ripetibilità ed affidabilità

L'elevato ricorso al lavoro manuale ed alla perizia delle maestranze può portare a ridotti livelli di affidabilità del processo produttivo ed alla conseguente bassa ripetibilità dei componenti. Questo può causare un aumento degli eventuali successivi costi di finitura e/o assemblaggio per necessari aggiustamenti e modifiche.

Per questo motivo il giudizio dato è il più basso del gruppo. Miglioramenti potrebbero essere portati dalla tecnologia di prepreg + pressa.

Vincoli di forma

In manual prepreg lay-up possono essere realizzate forme di qualunque tipo e dalla estrema complessità geometrica. Possiamo riportare alcuni esempi di prodotti finiti in campo motociclistico realizzati in manual prepreg lay-up, quali parafango posteriore e condotti d'aria Ducati (Fig. 4):



Fig. 1.4

Resa estetica

Dal punto di vista della resa estetica la qualità superficiale dello stampo è di fondamentale importanza. Stampi e utensili per l'industria dello stampo aperto sono spesso realizzati in materiale composito e per l'ottenimento di buone finiture superficiali vengono utilizzati stampi appositi e particolari gel da utensile che realizzano una patina protettiva sulla superficie del pezzo finito. Insieme alle tecnologie di compression molding, il manual prepreg è il processo produttivo a cui si ricorre di solito nel momento in cui si voglia ottenere il classico effetto “carbon look”.

Prestigiosa applicazione di pannelli carbon look realizzati in manual prepreg lay-up è stata la realizzazione dell'intera carrozzeria della vettura supersportiva Pagani Zonda R (Italia 2007)(Fig. 5).



Fig.1. 5

Sulla superficie del lato estetico del pezzo viene disteso un sottile strato di trasparente che ha funzioni preotettive del substrato sottostante soprattutto nei confronti degli attacchi dei raggi ultravioletti che tendono a far ingiallire il materiale composito. La

tendenza all'ingiallimento per i pezzi realizzati con qualunque tipo di processo dipende fortemente dalla tipologia di resina adottata. Esistono additivi appositi che possono migliorare la situazione fino ad eliminare il fenomeno. Il manual lay-up può fornire buone prestazioni ma solamente su un lato del laminato finale, cioè quello affacciato allo stampo, e per questo in applicazioni in cui sia necessaria l'esposizione completa di entrambe le superfici della parte saranno preferibili tecnologie a stampo chiuso.

Conclusioni

Il manual prepreg lay-up è particolarmente adatto a componenti caratterizzati sia da un volume produttivo annuale approssimativamente di 1 tonnellata sia da curvature che impediscono qualsiasi forma automatizzata di lay-up. Esso utilizza l'eccezionale destrezza della mano dell'uomo per disporre e conformare prepreg a superfici con doppia curvatura e a dettagli di macchine come flange, nervature, fori e pale.

La laminazione di prepreg è diventata un arte dell'era moderna riconosciuta e considerata.

Dal punto di vista dei costi sono anche da considerare gli elevati investimenti iniziali necessari relativi a questo tipo di processo. Il manual prepreg lay-up non è un processo pulito, le maestranze vengono a contatto fisicamente con i materiali in lavorazione e l'utilizzo di materiali preimpregnati è caratterizzato da elevata evaporazione, emissione e quindi esposizione a composti volatili organici (VOCs). Per rispondere alle normative di sicurezza sul lavoro emanate negli anni '80 sono stati necessari importanti investimenti in impianti di depurazione dell'aria, per fuggire i quali molte aziende hanno preferito convertire la propria produzione a tecnologie più pulite quali quelle di stampo chiuso. Sforzo finanziario iniziale elevatissimo è poi quello necessario per l'acquisto di un autoclave. La ricerca svolta da molte aziende è principalmente rivolta allo sviluppo di progetti di parti che possano essere realizzate attraverso tecnologie che non necessitino di cura in autoclave nell'ottica di una forte diminuzione dei costi.

Al giorno d'oggi, nonostante molti tentativi sperimentali, il lay-up manuale di prepreg costituisce l'approccio che offre la migliore qualità rispetto al costo reale per la creazione di molti componenti di grandi o piccole dimensioni. Contrariamente ai risultati di grande effetto di molti progetti di ricerca sia statunitensi che europei, i quali hanno investigato e sviluppato sistemi produttivi di stampaggio non manuale considerati potenzialmente caratterizzati da una forte riduzione dei costi paragonati al prepreg hand lay-up ed al prepreg lay-up, non hanno confermato questi risultati nelle applicazioni a basso volume di produzione, ad eccezione che per parti dalla piccola estensione superficiale o parti dal lay-up estremamente complesso. La semplicità del process-engineering del prepreg lay-up e cura con sacco a vuoto o in pressione è innegabilmente preferibile ai processi liquid molding. Lo svantaggio dello stoccaggio in freezer e l'alto costo del prepreg, rispetto ai rinforzi secchi, se richiesto in piccole quantità continua ad essere sorpassato dal vantaggio di essere in grado facilmente di realizzare componenti semplici ed in modo rapido.

Ma in un ottica di industrializzazione di un numero di pezzi all'anno nell'ordine dei 5000, tipica media serie a cui si vuole fare riferimento in questo lavoro, il manual prepreg lay-up non offre l'adeguata ripetitibilità ed affidabilità del processo, nè il rateo produttivo necessario per ottemperare alla domanda.

L'utilizzazione di tessuto preimpregnato per la realizzazione in media serie di parti strutturali non può che passare attraverso una forte automazione del processo di deposizione del prepreg ed all'eliminazione degli step compattazione in sacco a vuoto e cura in autoclave attraverso un processo di compattamento e cura in pressa calda, o attraverso l'utilizzo di materiali adatti alla polimerizzazione a basse pressioni e in forno (prepreg di tipo Out of Autoclave).

1.1.1.1 Prepreg lay-up + Pressa calda

Descrizione

Il processo consiste nella deposizione manuale o automatizzata di rinforzi preimpregnati su di un semistampo caldo, in modo molto simile a ciò che era fatto in manual prepreg lay-up, e nel sostituire le fasi di compattazione con sacco a vuoto e cura in autoclave con una più rapida compattazione e cura in pressa calda, allo stesso modo di ciò che è fatto per i prodotti SMC in compression molding. Nelle migliori applicazioni il tessuto prepreg viene preliminarmente preformato per permettere un facile e rapido caricamento nello stampo caldo. Le due metà dello stampo sono realizzate in materiale metallico e lo spazio chiuso dall'accoppiamento maschio-femmina definisce la forma e lo spessore del componente.

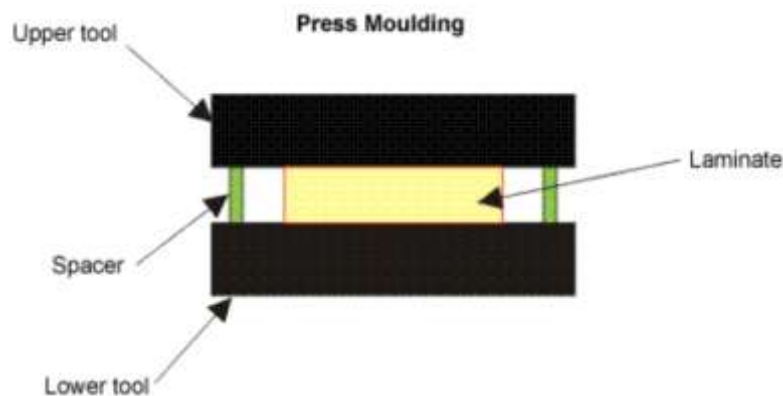


Fig. 1.6

L'attrezzaggio è montato sui piatti di una pressa ed è usualmente riscaldato elettricamente o da sistemi ad olio o vapore. Nel caso di riscaldamento ad olio o vapore i condotti di passaggio sono direttamente ricavati nello stampo. Quando si usa elettricità, le resistenze vengono installate dentro allo stampo. Per componenti piccoli il calore può essere trasmesso attraverso piastre riscaldate all'interno della pressa stessa. Il ciclo di cura può essere accuratamente controllato in modo tale che il processo possa realizzare componenti dalle altissime proprietà meccaniche, con elevate tolleranze di stampaggio realizzabili ed il processo può essere velocemente

automatizzabile. A causa dell'elevato costo delle attrezzature questo processo è particolarmente adeguato a medianti volumi produttivi. Per produzioni di lotti poco numerosi possono essere realizzati stampi in nickel elettroformati o in fibra di vetro o spray metal.

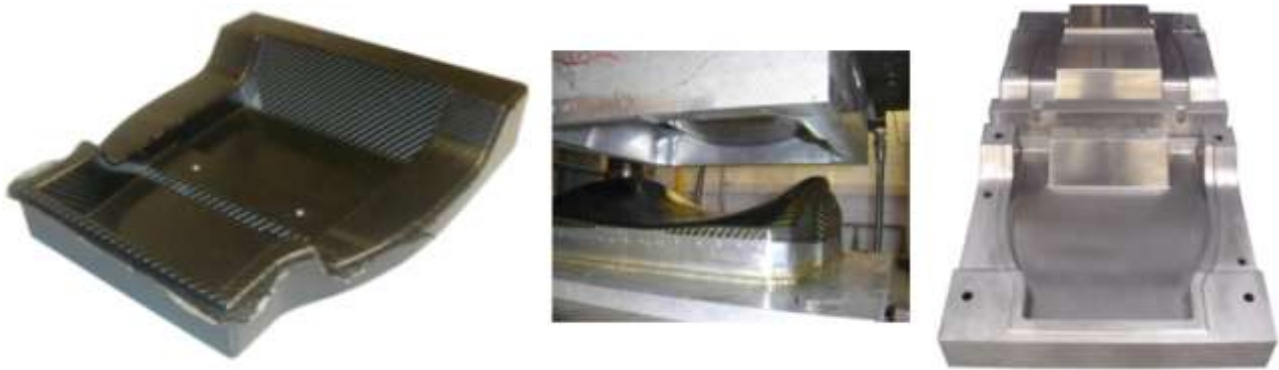


Fig. 1.7

Vantaggi:

L'utilizzo di tessuti preimpregnati che garantiscono un'ottima uniformità di distribuzione di rinforzo e resina permettono il raggiungimento di ottime proprietà meccaniche in termini di resistenza, modulo elastico e comportamento all'urto.

L'eliminazione della necessità di un'autoclave rende il processo di deposizione manuale o automatizzata di tessuti preimpregnati molto più appetibile per il mercato automobilistico o aerospaziale di media serie, quale è quello a cui noi vogliamo rivolgerci, in quanto permette l'abbattimento di costi e tempi di ciclo altrimenti insostenibili. Ad un forte aumento di rateo produttivo corrisponde però la convenienza di realizzare stampi più duraturi in acciaio e quindi un calo della libertà di forme realizzabili in quanto vengono a dover essere rispettati quei vincoli tipici dei processi di stampaggio legati agli sforni, cioè alla necessità di estrarre la parte dagli stampi.

Questo tipo di processo sarebbe accompagnato da elevati costi di manodopera a causa del basso livello di automazione realizzabile nella difficile maneggiabilità degli appiccicosi prepreg e dalle difficoltà che si possono accompagnare all'estrazione

della parte dalla pressa, che di solito viene effettuata a mano. Recentissimi sviluppi nella realtà industriale stanno portando alla luce la possibilità di elevare l'automazione sia del processo di deposizione, sia di estrazione dello stampo.

L'utilizzo di preimpregnati garantirà anche una ottima resa estetica, che l'uso della pressa al posto del sacco a vuoto riporterà su entrambi i lati del prodotto.

La tecnologia di prepreg + pressa risulta quindi molto promettente anche se ancora poco applicata.

Svantaggi

Una tecnologia di prepreg + pressa altamente automatizzata presenta come svantaggio principale i notevoli costi di attrezzaggio e automazione. Per quanto riguarda vincoli di forma si può dedurre che dovendo estrarre la parte da stampo e controstampo metallici è necessario considerare vincoli di sformabilità più stringenti rispetto alle parti prodotte con la tradizionale tecnologia di stampo aperto, e per quanto concerne la possibilità di un'elevata automazione del lay-up, questa potrà essere realizzabile solamente per componenti dalla geometria non troppo complessa.

Probabili applicazioni

L'elevata automazione e minor tempo di ciclo rispetto all'autoclave rendono la tecnologia di prepreg + pressa molto interessante in quanto unisce la altissime caratteristiche meccaniche garantite dall'uso di preimpregnati e la ripetibilità e affidabilità del processo garantita dall'automazione. Probabili applicazioni sono pezzi dalla grande responsabilità strutturale e forme relativamente complesse quali quelli già realizzati in piccola serie in prepreg + autoclave.

1.1.2 Injection molding

Ricordiamo che le tecnologie di injection molding consistono nella impregnazione completa di fibra secca, preformata o meno, contenuta in uno stampo di formatura chiuso o aperto, opportunamente preriscaldato, mediante la resina che entra per iniezione o infusione.

Prestazioni meccaniche

La natura stessa del processo impone alcuni importanti limiti per quanto riguarda le caratteristiche meccaniche dei prodotti finali. La procedura di impregnazione del rinforzo secco è progettata in base alle leggi che governano la permeabilità delle fibre, quali la legge di Darcy. Ma nonostante la possibilità esecutiva di un controllo abbastanza rigoroso del fenomeno, i processi di injection molding non possono garantire gli stessi livelli di uniformità di distribuzione di resina e bassa percentuale di vuoti dei processi in cui sono utilizzati rinforzi preimpregnati. Inoltre le resine utilizzate in questi processi debbono avere basse caratteristiche di viscosità per poter garantire una buona permeabilità tra le fibre. A bassa viscosità corrisponde però un aumento della fragilità una volta sottoposta al trattamento di cura. Altro aspetto che inficia le proprietà meccaniche dei prodotti realizzati in injection molding è la difficoltà di utilizzare fibre unidirezionali con funzione di rinforzi localizzati, in quanto queste verrebbero generalmente spostate rispetto alla loro deposizione dal fluire della resina.

Per questi motivi le proprietà meccaniche dei prodotti realizzati in injection molding sono generalmente peggiori rispetto a quelle dei prodotti realizzati con rinforzi preimpregnati. Tipiche applicazioni sono pannellature e parti semistrutturali quali appendici aerodinamiche, coperchi e parti di carrozzeria.

Il processo di vacuum infusion presenta caratteristiche meccaniche ancora inferiori in quanto ad una minore pressione di infusione corrisponde una peggiore compattazione degli strati di tessuto ed una maggiore tendenza alla delaminazione.

Solamente processi accuratamente controllati e ad alta pressione di iniezione che possano dare ottime garanzie sull'uniformità della distribuzione di resina e sulla buona compattazione possono estendere il campo di impiego a componenti dall'elevata responsabilità strutturale quali parti di telaio. Un esempio può essere la realizzazione di prototipi di pale di turbina in RTM (Fig. 8).



Fig. 1.8

E'però possibile l'utilizzo di riempitivi quali schiume e pannelli sandwich per la modifica delle proprietà strutturali, come si può osservare in Fig. 9 in cui è riportato un profilo aerodinamico in RTM e riempitivo in schiuma.

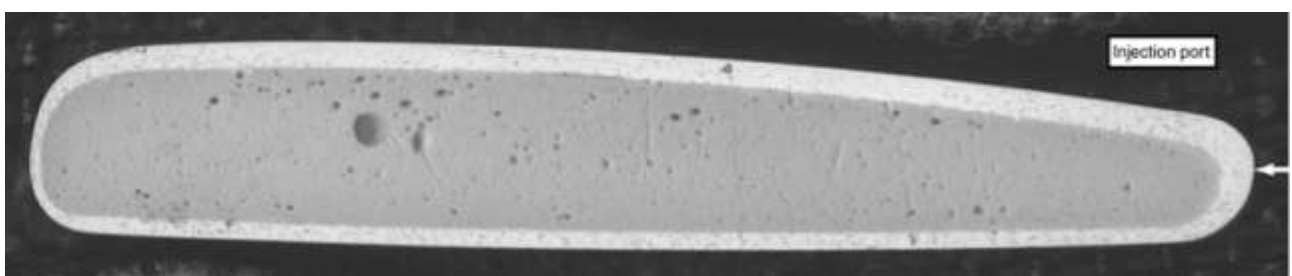


Fig. 1.9

Si può evidenziare come il processo di iniezione non sia stato in grado di assicurare il corretto centraggio dell'anima in schiuma di poliuretano, rendendo la superficie esterna in materiale composito in fibra di vetro di spessore non uniforme.

Prestazioni in riferimento all'urto

Le peggiori caratteristiche meccaniche rispetto alle altre tecnologie produttive si riflettono anche nelle prestazioni in riferimento all'urto. La maggiore fragilità del materiale composito e la struttura meno compattata e densa sono precursori di una bassa tenacità dello stesso, e conseguentemente di un basso livello di assorbimento di energia in caso d'urto.

Per quanto riguarda in particolare il vacuum infusion, la minor compattazione realizzabile a causa della minor pressione di infusione rispetto all'RTM comporta un peggiore comportamento meccanico soprattutto in caso di urto, in cui l'interazione interlaminare è molto importante.

Nella realizzazione di strutture per assorbimento energie d'impatto si possono però trovare alcune applicazioni in cui processi RTM di elevata qualità vengono convenientemente usati al fianco degli esistenti processi in prepreg.

Rateo produttivo

Laddove sia richiesto il raggiungimento di volumi produttivi maggiori rispetto alle tecnologie di manual prepreg lay-up, è necessario riferirsi a tecnologie che garantiscano la produzione in media serie di parti in tempi di ciclo e costi molto minori. Storicamente l'attenzione si rivolse inizialmente alle tecnologie di stampaggio per infusione di resina. Per quanto riguarda l'RTM, la deposizione del rinforzo secco nello stampo può avvenire nelle forme di fogli impilati di tessuto o di preforme, ed in quest'ultimo caso può essere inserito un certo grado di automazione del lay-up.

Nell'utilizzo di tecnologie a stampo chiuso Ford ha raggiunto una forte riduzione dei costi attraverso l'automatizzazione della produzione e deposizione nello stampo di preforme. Il suo sistema F3P Ford's Programmable Preform Process ha garantito sostanziali vantaggi nella produzione di molti modelli tra cui l'Aston Martin Vanquish (2001). In questa vettura diverse parti di telaio, puntoni anteriori e posteriori, montanti anteriori, struttura di assorbimento urto anteriore e tunnel di trasmissione sono state realizzate con processi RTM (Fig. 10).



Fig. 1.10

L'attrezzaggio e il processo possono essere configurati in modo da seguire l'economia dell'applicazione. Per lo stampaggio di singole strutture di grandi dimensioni è comune consigliato l'utilizzo di impregnazione per mezzo di sacchi a vuoto, mentre per alti volumi è tipico l'utilizzo del processo reactive combinato con opportuni stampi in acciaio ed assemblaggio robotizzato di preforme di fibre per il raggiungimento del più alto rateo produttivo. Questa alta flessibilità permette processi economicamente ottimizzati su di un'ampio range di volumi di produzione.

Infatti parti prodotte in piccoli volumi o preforme semplici sono ottimamente assemblate manualmente nello stampo usando mats o tessuti, mentre parti prodotte in

medi o alti volumi possono essere realizzate attraverso la deposizione automatica di preforme nello stampo.

I tipici volumi di interesse sono circa di 35.000 pezzi/anno per l'RTM, e 100.000 pezzi/anno per lo SRIM. I processi di liquid molding possono competere con la maggiorparte delle alternative a stampo aperto e chiuso.

Per quanto riguarda il vacuum infusion ricordiamo che mentre questo fu inizialmente sviluppato per sostituirsi ai più costosi processi di hand lay-up e spray-up nelle zone di piccoli volumi produttivi di pezzi di grandi dimensioni e basse performance è oggi chiaro invece che il vacuum infusion può essere applicabile in più ampi campi di impiego, fino a volumi produttivi medi (1000 pezzi/anno), parti piccole e grandi e dalle alte o piccole caratteristiche meccaniche.

Riportiamo in Fig. 11 un grafico che ci può permettere di avere una generica indicazione sul posizionamento dei processi di injection molding rispetto ad alcune tecnologie esistenti in merito a rateo produttivo e proprietà meccaniche raggiungibili.

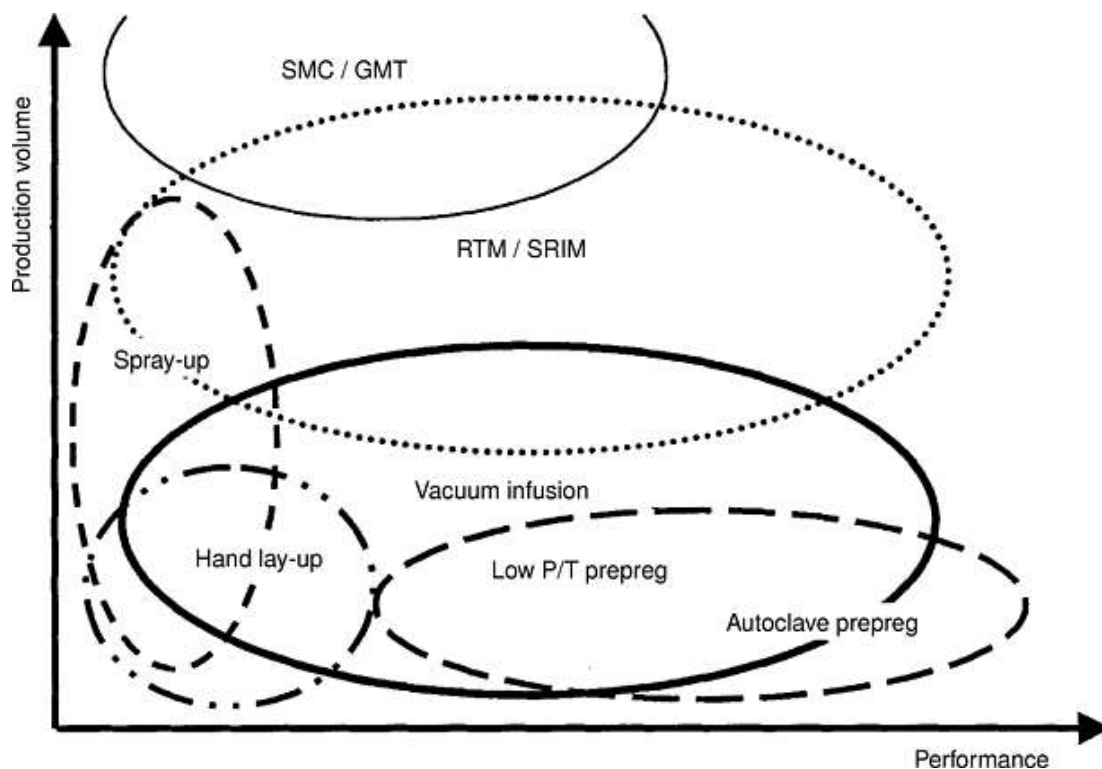


Fig. 1.11

La riduzione dei costi rappresenta il fondamento logico per la maggiorparte delle applicazioni. I produttori di automobili cercano la riduzione dei costi di attrezzaggio, e questo comporta una finestra operativa che va a competere con le fasce basse delle applicazioni di compression molding in SMC (tipicamente sopra le 35.000 unità/anno).

La realizzazione di pannelli strutturali automobilistici con buona resa estetica in RTM stanno competendo con le tecniche convenzionali per volumi che stanno aumentando fino a circa 25.000 pezzi/anno, oltre ai quali i minori costi del materiale associati al compression molding SMC e al SRIM diventano maggiormente interessanti.

Sotto i 35.000 pezzi/anno è possibile raggiungere una buona redditività utilizzando invece la tecnologia del liquid molding.

La Renault Espace costituisce probabilmente il più importante esempio di produzione in medi volumi. Il gruppo industriale Matra ha prodotto pannelli strutturali in RTM per questa vettura, i quali erano installati su un telaio in acciaio. L'Espace divenne vittima del suo successo quando l'aumento della domanda portò al superamento della capacità produttiva e la produzione fu convertita nella più costosa ma più produttiva tecnica SMC.

Tempo di ciclo

L'utilizzo di tessuti secchi per la deposizione del rinforzo nello stampo, magari sotto forma di preforme con lay-up automatizzato, la compattazione e la cura in pressa sono fattori che velocizzano molto questo tipo di processi nei confronti del manual prepreg lay-up. Il tempo di attrezzaggio può risultare molto minore.

La fase di iniezione della resina ha una durata proporzionale alle dimensioni della parte ed inversamente proporzionale alla portata fluente, e quindi alla pressione di iniezione. Il vacuum infusion sarà quindi un processo più lento dell'RTM.

Ad influire positivamente sul tempo di ciclo sarà anche il minor impegno nell'estrazione dallo stampo di rinforzi secchi rispetto a tessuti preimpregnati.

Costi di attrezzamento

La necessità della realizzazione di costosi stampi d'acciaio rende il processo RTM il più costoso dal punto di vista dei costi di attrezzamento. Sono necessari anche macchinari per il riscaldamento e l'iniezione della resina, attrezzature per la chiusura ermetica dello stampo ed attrezzaggi per l'estrazione della parte dagli stampi.

Parti realizzate in resin transfer molding sono oggi comuni in mercati di nicchia o di media serie nel settore dell'automotive, in cui l'utilizzo di stampi di metallo risulta antieconomico e vengono utilizzati stampi in materiale composito irrigidito da strutture interne metalliche.

Per quanto riguarda gli attrazzaggi, possiamo osservare che un obiettivo comune verso la diminuzione dei costi è l'integrazione dei componenti, in quanto stampi e procedure di stampaggio più complesse sono ripagate da una forte diminuzione degli assemblaggi e gli investimenti di attrezzaggio. Nell'ottica della sostituzione, nel settore automotive, di componenti e assemblaggi metallici, il concetto di integrazione delle parti in materiale composito risulta sempre vincente.

Un esempio può essere la realizzazione in un unico pannello sandwich in RTM che ha sostituito lo stampaggio separato di due pelli ed una successiva operazione di giunzione a caldo (Fig. 12) nella realizzazione di pannelli giroporta. Chiaramente lo stesso approccio può essere esteso a strutture più complesse come dimostrano numerosi studi nel settore automotive.

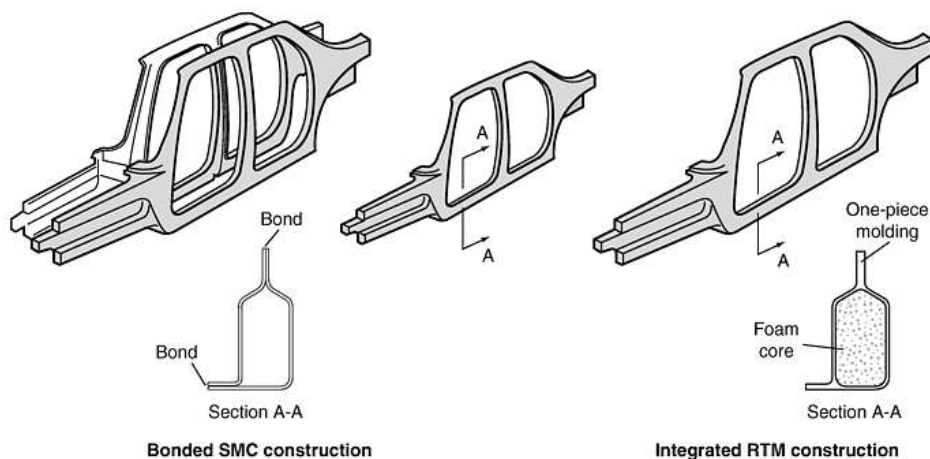


Fig. 1.12

Per quanto riguarda il vacuum infusion ricordiamo che questo fu inizialmente sviluppato per sostituirsi ai più costosi processi di hand lay-up e spray-up anche grazie al fatto che potevano essere utilizzati gli stessi stampi aperti con conseguente bassissimo costo di riconversione.

Costo di manodopera

La Tab. 1 fornisce una panoramica delle differenti categorie di costo dei processi produttivi; ovviamente i dettagli dipendono dalle caratteristiche specifiche del prodotto considerato.

| | Vacuum infusion | RTM | Hand lay-up | Spray-up | Compression molding | Manual prepreg lay-up |
|-----------------------|------------------------|------------|--------------------|-----------------|----------------------------|------------------------------|
| Requisiti ambientali | \$\$ | \$\$ | \$\$\$\$ | \$\$\$\$ | \$\$\$ | \$\$\$ |
| Macchinari | \$\$ | \$\$\$ | \$ | \$\$ | \$\$\$ | \$\$\$\$\$ |
| Attrezzaggio | \$\$ | \$\$\$\$ | \$\$ | \$\$ | \$\$ | \$\$\$ |
| Materiali ausiliari | \$\$\$ | \$\$ | \$ | \$ | \$\$\$ | \$\$\$ |
| Materiali di partenza | \$\$ | \$\$ | \$\$ | \$ | \$\$\$ | \$\$\$\$ |
| Manodopera | \$\$\$ | \$\$\$ | \$\$\$ | \$\$ | \$\$ | \$\$\$\$ |

Tab. 1.1

I processi di injection molding presentano costi di manodopera tra i più elevati del gruppo, inferiori solamente al processo di manual prepreg lay-up con cura in autoclave. L'automazione della deposizione di preforme è ancora oggi poco diffusa e quindi tutte le operazioni di lay-up, di realizzazione dell'ermeticità dello stampo per

mezzo di tenute sigillanti, ed estrazione della parte dallo stampo sono realizzate manualmente.

Un'applicazione industriale del processo di RTM può avere senso solamente se accompagnata all'uso di preforme.

Ripetibilità ed affidabilità

La formatura in stampo garantisce un migliore controllo dimensionale rispetto alla tecnologia di manual prepreg lay-up e quindi la realizzazione di forme ripetibili è maggiore, fatto che facilita le successive operazioni di assemblaggio con conseguente riduzione dei costi.

La votazione data è però inferiore rispetto al processo di compression molding in quanto alla ripetibilità delle forme corrisponde una scarsa ripetibilità delle caratteristiche meccaniche. Anche con i migliori sistemi di controllo della procedura di iniezione, i processi di injection molding non possono garantire una ottimale distribuzione uniforme di resina e di vuoti. Da pezzo a pezzo quindi, anche se di geometria ragionevolmente uguale, possono presentarsi grandi differenze di prestazioni meccaniche, il che limita di solito l'utilizzo di parti in RTM ad applicazioni semistrutturali quali pannellature.

Una buona ripetibilità del processo può essere raggiunta solamente dopo un'ampia messa a punto dei parametri di iniezione, quali numero e posizione dei punti di iniezione, legge di andamento della pressione di iniezione, tempo e temperatura del ciclo di cura, che è giustificabile solamente per lotti produttivi medio-alti.

Vincoli di forma

I principali vincoli di forma che rendono i processi di injection molding leggermente inferiori rispetto a quelli di manual prepreg lay-up sono quelli legati alla necessità di estrazione delle parti dagli stampi, e quindi i vincoli di angoli di sformo.

Le tecniche di resin-film infusion o vacuum-infusion possono essere felicemente usate nella realizzazione di strutture di ampie dimensioni con forme semplici quali pannelli e profili aerodinamici (Fig. 13).

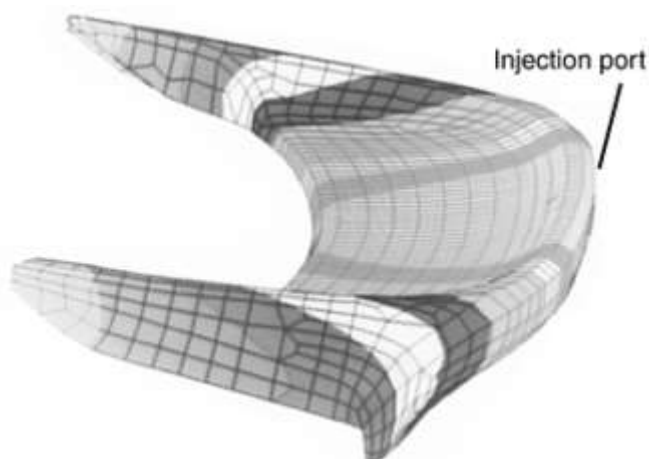


Fig. 1.13

In injection molding è possibile poi realizzare spessori maggiori rispetto a quanto era possibile fare in manual prepreg lay-up.

Le applicazioni di maggior successo per alti volumi produttivi sono state la realizzazione dell'azienda Sotira di spoiler utilizzando RTM e varianti di questo processo per molti veicoli in Europa. Il processo raggiunse la sua maturità per parti non strutturali con l'introduzione degli spoiler realizzati in RTM per la Ford Fiesta nel 1995, con volumi produttivi di 250.000 veicoli/anno. Barre di assorbimento d'urto della General Motors furono prodotte in volumi di 115.000 pezzi l'anno. Di BMW riportiamo applicazioni semistrutturali che includono la realizzazione del divano posteriore nella BMW serie 3 e strutturali come dimostra il seguente studio per una fiancata giro porta (Fig. 14).



Fig. 1.14

Alcune delle più importanti applicazioni della tecnologia liquid molding si possono ritrovare nel settore automotive. Lotus (U.K.) introdusse la tecnologia vacuum-assisted resin injection (VARI) nel modello Elite (1974) e fino al 1990 nella Elan. La Dodge Viper (U.S.A.) rappresenta un altro esempio di vettura alto-prestazionale con produzione in piccola serie in cui sono stati realizzati pannelli strutturali in RTM e barre di assorbimento d'urto in SRIM; allo stesso modo nella Aston Martin's DB7 (U.K.), con il cofano motore, paraurti e tettuccio in RTM.

Altre produzioni in piccola serie degne di nota sono rappresentate dalla GM's Corvette (1989) in cui una barra assorbitrice d'urto rappresentò una delle prime applicazioni commerciali della tecnologia SRIM, e in Italia dalla Spider Alfa Romeo col suo hard top convertibile.

Resa estetica

Per quel che riguarda l'RTM i componenti possono essere realizzati con entrambe le facce dello stampo di buona finitura, in modo da poter ottenere resa estetica su entrambe le facce del pezzo. Vacuum infusion ovviamente presenterà solamente un lato con buona resa estetica. La natura stessa del processo non garantisce però rese di qualità comparabili con i processi che fanno uso di preimpregnati. Il fenomeno dell'impregnamento per iniezione non garantisce il riempimento completo degli spazi

interfibra e questo può comportare la presenza di antiestetiche macroporosità sulla superficie della parte. Per questo motivo di solito componenti realizzati in injection molding vengono poi rivestiti di uno strato di trasparente e poi verniciati. Non è possibile ottenere l'effetto "Carbon Look" con superfici RTM in vista.

Conclusioni

I processi di injection molding si prestano in modo ottimale alla realizzazione in media serie di parti semistrutturali quali pannellature e profili aerodinamici. Ad alti investimenti di attrezzaggio e macchinari corrisponde una forte riduzione dei costi dei materiali in quanto vengono utilizzati rinforzi secchi, invece che costosi prepreg, con anche conseguente riduzione ed eliminazione di emissioni di VOC. Questo processo impone grande responsabilità nel garantire la qualità dei prodotti in quanto il controllo del processo di iniezione viene ad assumere un ruolo chiave nell'ottenimento delle specifiche prestazionali.

1.1.3 Compression Molding

Altre tecnologie che permettono il raggiungimento di ratei produttivi più elevati rispetto al manual prepreg lay-up con cura in autoclave sono quelle di stampaggio per compressione.

Nell'affrontare l'analisi dei processi di compression molding è necessario distinguere due principali categorie di produzione per stampaggio. Secondo la classificazione ASM fanno parte della categoria compression molding i processi di formatura per polimerizzazione su stampo e controstampo di rinforzi preimpregnati in matrice termoplastica o termoidurente, quali quelli di stampaggio ad alta pressione di Glass-fiber-mat-reinforced in matrice termoplastica (GMT), Long-fiber-reinforced in matrice termoplastica (LFT), e Sheet molding compounds (SMC) in matrice termoindurente. E' necessario distinguere questa tipologia di processi, che vedremo saranno caratterizzati da scarse prestazioni meccaniche, dalle tecnologie che noi

abbiamo chiamato col nome di Prepreg + pressa, che in alcune pubblicazioni vengono anche denominate Prepreg low P/T (bassa pressione e temperatura), per indicare il fatto che il processo di compattamento e cura non è paragonabile ai tradizionali processi di stampaggio ad alta pressione, in quanto il materiale non è soggetto a grandi scorrimenti all'interno dello stampo visto che il rinforzo preimpregnato già ricopre completamente la superficie della forma finale.

Le parti realizzate in Prepreg + pressa avranno caratteristiche meccaniche elevatissime al pari delle ottenibili con manual prepreg lay-up, come visto precedentemente.

In questa sezione noi indichiamo come processi di compression molding solamente i tre processi di formatura per polimerizzazione su stampo e controstampo, che rappresentano la famiglia di processi di fabbricazione di parti in materiale composito più largamente usata oggi in applicazioni nel settore automotive.

Prestazioni meccaniche

I processi di compression molding offrono le peggiori performance strutturali dell'intero panorama tecnologico di produzione di parti finite in materiale composito. I processi GMT e LFT utilizzano matrici termoplastiche che per loro natura forniscono prestazioni strutturali molto minori rispetto a quelle termoindurenti, in quanto sono caratterizzate da bassa rigidità e modulo elastico. I processi GMT e LFT si possono paragonare ai processi di stampaggio di materie plastiche, con però l'introduzione di rinforzi fibrosi. Il processo SMC invece utilizza matrice termoindurente, ma la presenza di fibre corte ne limita fortemente le caratteristiche meccaniche.

Requisito necessario per l'impiego di materiali compositi in applicazioni dall'elevata responsabilità costruttiva quali parti di telaio è la presenza di rinforzi a fibre lunghe in matrice di resina termoindurente.

Il processo di stampaggio GMT e LFT è caratterizzato da un forte scorrimento del materiale all'interno dello stampo e quindi l'orientamento del rinforzo e

conseguentemente le proprietà varieranno significativamente all'interno del componente. Al contrario con materiali di partenza con rinforzi di fibra continua, la carica dovrà avere almeno le stesse dimensioni planari del componente, ed è difficile realizzare componenti con geometrie complesse o con formature profonde, che sono relativamente semplici con il GMT. Molto lavoro è indirizzato nel combinare le buone proprietà strutturali dei prepreg con la semplice fabbricazione con i GMT attraverso la combinazione delle due forme di materiale (ma generalmente con la stessa matrice e tipi di fibra in entrambi i materiali). Questo può essere realizzato per esempio posizionando strati di prepreg tra fogli di GMT, dove l'ultimo fluisce generando la complessa geometria del componente.

Per ora quindi i processi di compression molding non sono sicuramente adatti ad impieghi strutturali, ma trovano le loro maggiori applicazioni in pannellature semistrutturali e parti di carrozzeria. Frequente è l'utilizzo di questa tecnologia nella realizzazione di pannelli frontali di autovetture, come possiamo osservare in queste applicazioni di compression molding di fibra lunga in matrice termoplastica (LFT) che si possono ritrovare nell'industria automobilistica in componenti quali strutture frontali e di supporto (es. Volkswagen Passat Fig. 15), pannelli porta (es. Skoda Fabia, bagagliai e coperchi di batterie).



Fig. 1.15

Prestazioni in riferimento all'urto

Sicuramente inferiori a processi quali il manual prepreg lay-up o il braiding, nonostante le scarse proprietà meccaniche in termini di rigidità e modulo elastico i materiali in matrice termoplastica forniscono però discrete prestazioni in riferimento all'urto, garantendo buoni livelli di energia d'urto assorbibile presentando una bassa fragilità e quindi discreta tenacità.

Rateo produttivo

Per un primo approccio alla tecnologia compression molding è necessario osservare che gli investimenti in macchinari e attrezzature per il processo di compression molding possono essere sostenibili a partire da un volume produttivo generalmente di 50.000 pezzi/anno, usando tooling a singola cavità in quanto generalmente le pressioni richieste risultano molto elevate e necessitano la realizzazione di importanti stampi in acciaio e l'utilizzo di presse di discreta potenza; per piccole serie sono più redditizie altre tecnologie produttive. Nel settore automotive i volumi annuali possono raggiungere massimi di 1.000.000 di parti/anno utilizzando diversi tool di stampaggio in parallelo per ogni applicazione.

Una produzione in grande volume oggi presente sul mercato automobilistico di semistrutture in materiale composito realizzato in compression molding è rappresentata dalla Chevrolet Corvette Z06 in cui prepreg di fibra di carbonio con orientamento unidirezionale (CFRC) garantiscono prestazioni superiori ai tradizionali compression molding di SMC in merito a facilità di fluire nello stampo, tempo di cura e orientamento delle fibre. Con lo scopo di un forte alleggerimento soprattutto della parte anteriore della vettura sono stati realizzati in CFRC sia strutture di nessuna rilevanza estetica, che è possibile distinguere in verde in Fig. 16a, cioè pannelli sottoporta, pannello divisore abitacolo-sottocofano, telaietti anteriori di supporto ai fanali, sia di elevata rilevanza estetica quali quelli rappresentati in verde in Fig. 16b, cioè cofano, tettuccio, parafranghi anteriori e posteriori.

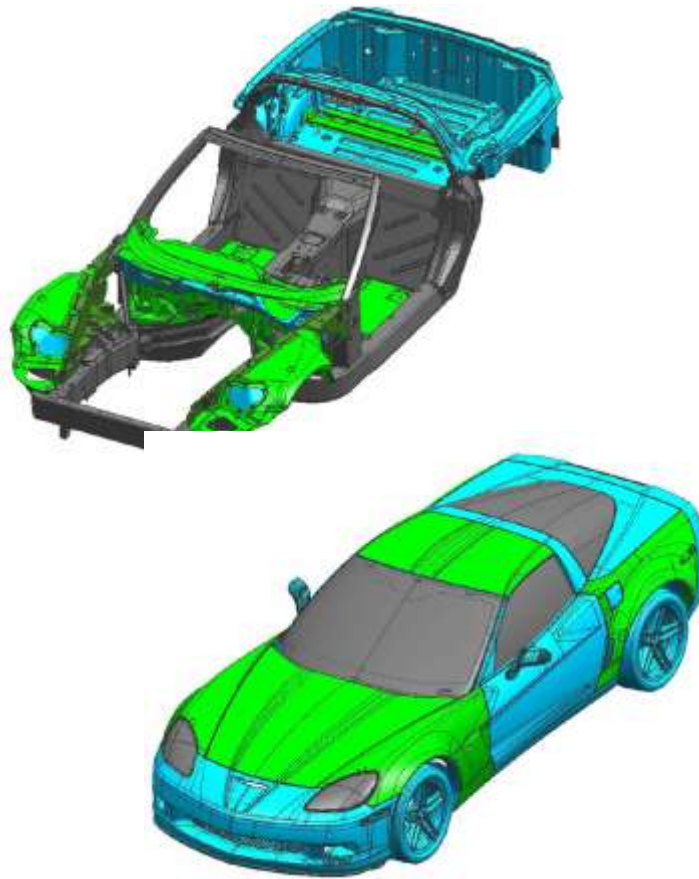


Fig. 1.16a-1.16b

Ricordiamo poi che GMT compression molding è un processo continuo in linea per la produzione di grandi volumi di parti. Questo è il processo più economicamente conveniente quando procede continuamente nella realizzazione di un tipo di pezzo che non richiede il cambiamento delle condizioni di processo o il tool di stampaggio durante il processo stesso.

Tempo di ciclo

Come tutte le tecnologie di stampaggio, il compression molding permette una forte riduzione dei tempi di ciclo rispetto alle tecnologie di deposizione manuale e anche rispetto alle tecnologie di infusione di resina. Nonostante l'utilizzo di preimpregnati è possibile un elevato grado di automazione del lay up e le fasi di chiusura stampo, formatura e cura sono molto rapide. Questo bassissimo tempo di ciclo ha permesso il raggiungimento di ratei produttivi molto elevati.

Costi di attrezzamento

L'elevatissimo rateo produttivo realizzabile in compression molding rende velocemente ammortizzabili gli elevati costi relativi alla fabbricazione degli stampi d'acciaio ed ai macchinari di automazione del lay-up e dell'estrazione della parte dello stampo.

La realizzabilità di forme complesse poi si ripercuote sulla grande facilità di integrazione possibile in compression molding. E' possibile realizzare pezzi unici dove prima diversi pezzi metallici erano connessi con numerose saldature e giunzioni, con grande risparmio in costi di attrazzamenti e assemblaggi successivi. Un esempio può essere la realizzazione di supporti strutturali di SMC che sono stati utilizzati nella realizzazione di autovetture, spesso con rinforzi di fibre lunghe in matrice termoplastica. Come mostrato in Fig. 17 (Supporto strutturale del frontale di una Ford Galaxy e Volkswagen Sharan), il componente è consegnato pronto per gli assemblaggi successivi. Il componente sosterrà il radiatore, i fari, gli indicatori, cablaggi ed altri componenti.



Fig. 1.17

Costo di manodopera

Essendo un processo altamente automatizzato per elevati ratei produttivi il costo di manodopera è tra i più bassi. Solamente i processi di posizionamento del rinforzo continuo sono migliori sotto questo aspetto.

Ripetibilità ed affidabilità

L'uso di rinforzi preimpregnati, il lay-up generalmente automatizzato ed il processo di stampaggio garantiscono una elevata ripetibilità ed affidabilità del processo, inferiore solamente ai processi di posizionamento di rinforzo continuo in cui la disposizione di rinforzo e matrice è esattamente nota e controllata. Il compression molding grazie all'uso di prepreg garantisce un controllo qualitativo molto più semplice rispetto al più complesso processo di injection molding, in quanto l'uniformità della distribuzione di resina e vuoti è garantita dai fornitori del materiale e non dal rigoroso controllo del processo.

Vincoli di forma

In compression molding possono essere realizzati i pezzi geometricamente più complessi dall'estensione superficiale molto variabile, tipicamente però inferiori ad 1 m², possono essere realizzate pareti dalla sezione sottile fino a 1.3 mm, nervature complesse e strutture corrugate e pezzi stampati con inserti (Fig. 18).

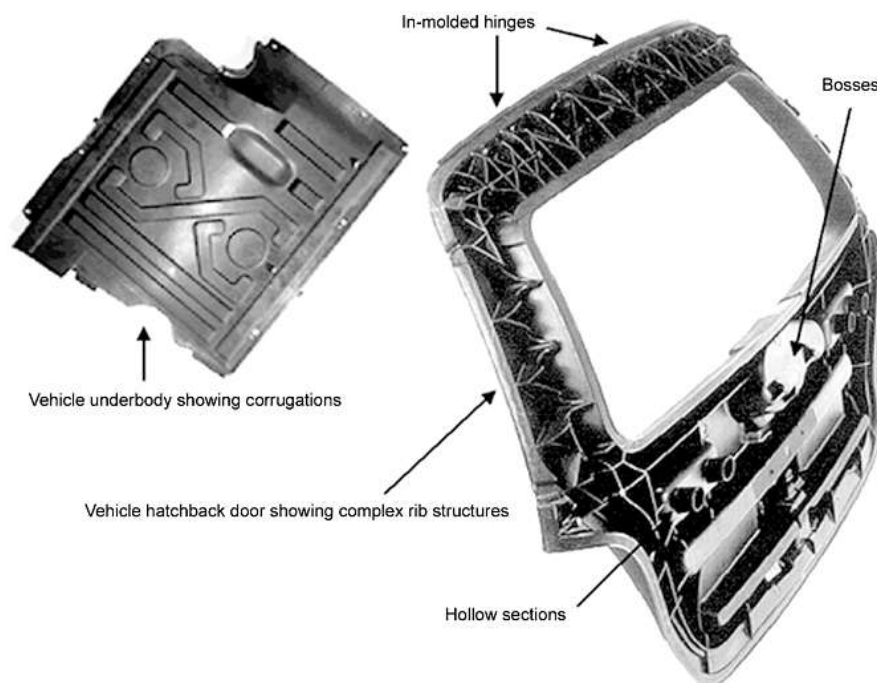


Fig. 1.18

Gli unici vincoli sono quelli legati alla sformabilità del pezzo dagli stampi che impedisce la realizzabilità di sottosquadri. Generalmente infatti si trovano solo applicazioni per parti di pannelleria e carrozzeria.

Resa estetica

Insieme al processo di manual prepreg lay-up il compression molding permette il raggiungimento di finiture superficiali ottime e permette la realizzazione dell'effetto "Carbon look" tanto ricercato dalle case automobilistiche per valorizzare i propri prodotti. Per questo motivo una classica applicazione di questo processo è la realizzazione in SMC di componenti della carrozzeria, verniciati o meno.

Questo processo di stampaggio presenta anche il vantaggio di poter garantire ottime finiture sulle superfici di entrambi i lati della parte, caratteristica che rende i prodotti compression molded anche non verniciati utilizzabili in tutte quelle applicazioni quali profili aerodinamici, parafanghi, inserti d'arredamento interno a sbalzo, che sono completamente a vista.

1.1.4 Tecnologie di posizionamento di rinforzi di tipo continuo

Le tecnologie di posizionamento di rinforzo di tipo continuo possono essere prese in considerazione per la produzione di parti strutturali dalle ottime qualità meccaniche nel momento in cui la forma del componente sia compatibile con le geometrie realizzabili dalle stesse. Mentre il filament winding consiste nella deposizione di filamenti, yarn o tape preimpregnati o meno su mandrini ruotanti con successiva cura in forno e quindi è in grado di realizzare prodotti quali serbatoi in pressione, alberi di trasmissione, e comunque forme non cave, la pultrusione consiste nella realizzazione di profili continui a sezione trasversale costante e le produzioni tipiche sono di verghe solide e barre commerciali e profili strutturali particolari. La tecnologia braiding consiste invece nella tessitura di due o più sistemi di yarn che sono attorcigliati

secondo direzioni preferenziali a formare una struttura integrata attorno ad un mandrino, e nell'utilizzo di questo rinforzo secco in un tradizionale processo di RTM.

Prestazioni meccaniche

Grazie all'utilizzo di rinforzi continui a fibra lunga in matrice termoindurente, i processi di posizionamento di rinforzo continuo garantiscono le migliori proprietà meccaniche in relazione alle tecnologie sotto esame.

Per quanto riguarda il Filament winding il lay-up delle fibre lungo le geodetiche di un mandrino rotante permette la realizzazione di prodotti caratterizzati dalla ottima uniformità di distribuzione di rinforzo e resina, con basse frazioni di vuoto e ottima compattazione.

Si può notare che tipiche frazioni in volume di fibre sono simili o superiori a quelli dei compositi realizzati con altri metodi, e che il contenuto in fibre per sistemi di deposizione circolari o elicoidali possono essere differenti e può essere ottimizzato dal costruttore attraverso il controllo del contenuto in resina e del lay-down con un più preciso affiancamento delle fibre e delle strisce di quello che è possibile col prepreg (Tab. 2). A seconda dei diversi campi di impiego, verrà privilegiata la deposizione di rinforzi circonferenziali o a 45°, per rispondere ai diversi stati tensionali tipici rispettivamente di applicazioni quali serbatoi in pressione (Fig. 19), o alberi di trasmissione (Fig. 20).



Fig. 1.19



Fig. 1.20

| Fiber | Typical fiber volume fraction (V_f) | |
|----------------------|---------------------------------------------------------|---------------------|
| | Helical winding | Hoop winding |
| Glass | 0.55–0.60 | 0.65–0.70 |
| Para aramid (Kevlar) | 0.55–0.60 | 0.65–0.70 |
| Carbon-graphite | 0.50–0.55 | 0.60–0.65 |

Tab. 1.2

Le prestazioni strutturali che un prodotto filament wound può garantire sono ovviamente anche legate alle forme con cui questo può essere realizzato. Le tipiche sezioni trasversali realizzabili con questo processo sono corone assialsimmetriche o quasi assialsimmetriche, e per questo motivo presentando di solito elevati momenti di inerzia polari e baricentrici sono sfruttate nella produzione di parti soggette a forte torsione o flessione. Classico è l'esempio di alberi e boma di imbarcazioni dalle elevate prestazioni (Fig. 21).



Fig. 1.21

Grazie all'elevata resistenza torsionale garantita dalla disposizione del rinforzo a 45°, in campo automobilistico di rilievo è anche la realizzazione di prototipi di alberi motore filament wound (Fig. 22).



Fig. 1.22

Per quanto riguarda la realizzazione di profili a sezione costante la tecnologia di produzione con materiali compositi a cui immediatamente si pone l'attenzione è la pultrusione. Attraverso questo processo è possibile ottenere un rinforzo continuo di fibre, caratteristica che rappresenta un suo punto di forza e garantirà buone caratteristiche meccaniche lungo la direzione longitudinale anche dieci volte superiori rispetto a quelle misurate trasversalmente. Questo aspetto, insieme al fatto di poter realizzare sezioni trasversali qualunque, quali ad esempio sezioni a I (Fig. 23), può essere di grande interesse in tutte quelle applicazioni in cui è richiesta una grande resistenza soprattutto in trazione e flessione, quali sono tutte quelle strutture reticolari tipiche delle applicazioni civili e telaistiche nel campo dell'autotrasporto (Fig. 24).



Fig. 1.23



Fig. 1.24

Similarmante al filament winding il controllo della deposizione del rinforzo e dell'impregnazione è molto elevato e garantisce grande uniformità di caratteristiche meccaniche quali elevata resistenza a trazione e rigidità.

I rinforzi inoltre possono essere posizionati localmente con precisione dove c'è bisogno di maggiore consistenza e migliori caratteristiche meccaniche.

Un confronto tra le proprietà di prodotti pultrusi e realizzati con differenti processi è mostrato in Tab. 3.

| Processing method | Typical reinforcement composition | Property | | | | | | | | | | | |
|------------------------|-----------------------------------------------------|------------------|--------|-----------------|---------------------|-------------------|-------|----------------------|-------|-----------------|-------------|----------------------|-----------------------------------|
| | | Tensile strength | | Tensile modulus | | Flexural strength | | Compressive strength | | Impact strength | | Thermal conductivity | |
| | | MPa | ksi | GPa | 10 ⁶ psi | MPa | ksi | MPa | ksi | J/m | ft · lbf/ft | W/m · K | Btu · in./h · ft ² ·°F |
| Spray up | 30–50 wt% glass polyester resin ambient cure | 60–120 | 9–18 | 6–12 | 0.8–1.8 | 110–190 | 16–28 | 100–170 | 15–25 | 210–640 | 48–144 | 0.17–0.23 | 1.2–1.6 |
| Compression molding | 15–30 wt% glass-polyester SMC hot press | 55–140 | 8–20 | 11–17 | 1.6–2.5 | 120–210 | 18–30 | 100–210 | 15–30 | 430–1150 | 96–264 | 0.19–0.25 | 1.3–1.7 |
| | 25–50 wt% glass mat-polyester wet layup, hot press | 170–210 | 25–30 | 6.2–14 | 0.9–2.0 | 70–280 | 10–40 | 100–210 | 15–30 | 530–1050 | 120–240 | 0.19–0.26 | 1.3–1.8 |
| Filament winding | 30–80 wt% glass roving-epoxy resin, variable angle | 276–550 | 40–80 | 21–41 | 3.0–6.0 | 276–550 | 40–80 | 310–480 | 45–70 | 2150–3200 | 480–720 | 0.27–0.33 | 1.9–2.3 |
| Pultrusion rod and bar | 60–80 wt% glass roving only | 414–690 | 60–100 | 31–41 | 4.5–6.0 | 345–552 | 50–80 | 276–414 | 40–60 | 2150–2687 | 480–600 | 0.27–0.33 | 1.9–2.3 |
| Pultrusion profiles | 40–55 wt% glass roving/continuous strand mat | 83–207 | 12–30 | 6.9–17 | 1.0–2.5 | 103–242 | 15–35 | 104–207 | 15–30 | 537–1075 | 120–240 | 0.28–0.57 | 2.0–4.0 |
| | 50–65 wt% glass roving/continuous strand mat/fabric | 207–310 | 30–45 | 27–31 | 3.9–4.5 | 138–345 | 20–50 | 97–380 | 14–55 | 1020–2310 | 228–516 | 0.28–0.57 | 2.0–4.0 |

Tab. 1.3

Nel momento in cui si ricercano altissime prestazioni meccaniche come risposta a stati tensionali complessi magari torsionali, grandi capacità di assorbimento di energia d'impatto e grande flessibilità di realizzazione di forme discretamente complesse si può prendere in considerazione la tecnologia braiding. La tecnologia di tessitura ad intreccio di sistemi di yard bidimensionale o tridimensionale garantisce una eccezionale flessibilità ed adattabilità della disposizione di fibre nel seguire le isostatiche di tensione e le linee di carico. Inoltre la possibilità di realizzare spessori anche elevati e completamente rinforzati per mezzo della deposizione di più strati di tessuto braiding, permette il raggiungimento delle più elevate prestazioni meccaniche

raggiungibili con l'utilizzo di materiali compositi. Le ottime qualità del rinforzo braiding sono sempre accompagnate dai migliori processi RTM, che con un controllo elevato della corretta esecuzione dell'impregnamento, garantiscano una buona uniformità della distribuzione di resina e basse frazioni di vuoto, in modo da non inficiare le qualità del prodotto finito.

L'estensione del braiding bidimensionale e tridimensionale ha aperto nuove opportunità nella realizzazione di forme finite e strutture in composito uniche per il loro alto livello di conformabilità, stabilità torsionale e resistenza al danneggiamento. Molte tecniche complesse di disposizione del materiale per i processi di fabbricazione in prepregs sono state convertite e modificate in braiding.

Di notevole importanza è anche il fatto che utilizzando il processo braiding tridimensionale non solo è possibile prevenire i cedimenti interlaminari tipici del filament winding o dei processi di tape lay-up, ma possono anche essere migliorate le caratteristiche meccaniche interlaminari tipiche dei compositi laminati.

Prestazioni in riferimento all'urto

In riferimento alle prestazioni da urto i prodotti realizzati con deposizione di rinforzo continuo rispondono in maniera diversa in funzione delle loro capacità di realizzare forme e strutture adatte all'assorbimento di energia da impatto.

Prodotti realizzati in filament winding e pultrusione anche se posseggono elevate caratteristiche meccaniche sono meno adatte rispetto ad altre tecnologie, quali manual prepreg lay-up e soprattutto braiding, alla realizzazione di strutture di assorbimento urti. Questo fatto è dovuto soprattutto ai forti limiti di natura morfologica che queste tecnologie presentano, in quanto risulta molto difficile progettare buone curve di rigidità ad impatto avendo a disposizione elementi di assorbimento con geometrie dalla sezione costante.

Una delle grandi proprietà che rende i compositi in braiding di grande interesse è l'ottimo comportamento all'impatto in termini di energia assorbita e limitazione delle

aree di danneggiamento e braiding tridimensionali in fibra di vetro o carbonio assicurano notevoli aumenti di livelli di assorbimento di energia sia durante le prime fasi di impatto che nella propagazione del danno rispetto ai compositi laminati.

Studi hanno dimostrato che la resistenza a compressione dopo l'impatto dei compositi braiding è molto più elevata e stabile rispetto ai compositi laminati.

Questo ottimo comportamento è garantito sia dalla forte triassialità dell'intreccio che ostacola fortemente il propagarsi delle cricche di frattura e richiede quindi maggiore energia per l'avanzamento del processo di frattura, sia dalla grande flessibilità di realizzazione di forme adatte all'assorbimento di urti con limitazione delle aree di danno, quali sono ad esempio quelle coniche.

Degna di nota è la realizzazione del puntone anteriore di assorbimento urti della vettura SLR McLaren-Mercedes realizzato in RTM di tessuto braiding. Le seguenti immagini mostrano le fasi con cui si sviluppa il processo:

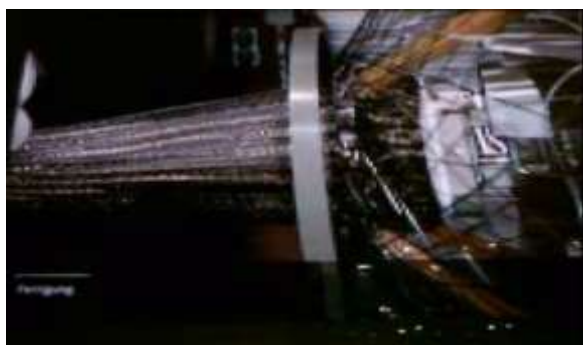


Fig. 1.25



Fig. 1.26

In Fig. 25 e 26 si può osservare la tessitura della struttura conica che andrà a costituire il rinforzo della parte. Sulla tavola a corona circolare si muovo su piste i rocchetti alimentatori dei fasci di yarn che vanno ad intrecciarsi formando il componente attorno ad un modello e realizzando lo spessore attraverso più passate mediante il movimento traslatorio del modello stesso.



Fig. 1.27



Fig. 1.28

Dopo aver concluso la tessitura e rafforzato la struttura cucendo longitudinalmente tra loro i diversi strati di braiding, la forma viene tolta dal modello (Fig. 27) ed inserita nello stampo maschio per la realizzazione dell'infusione della resina, compattazione e cura mediante il processo RTM (Fig. 28).



Fig. 1.29



Fig. 1.30

Il controstampo viene quindi chiuso (Fig. 29) ed il processo RTM velocemente realizzato. La durata del processo è di pochi minuti ed i prodotti realizzati sono pronti per il successivo assemblaggio (Fig. 30).



Fig. 1.31



Fig. 1.32

Una flangia metallica di collegamento al telaio viene infilata nella base del puntone e semplicemente incollata (Fig. 31 e 32).



Fig. 1.33



Fig. 1.34

In questa immagine (Fig. 33 e 34) si può osservare il montaggio dei puntoni al telaio, con la relativa provvisoria struttura anteriore di assorbimento urti per prove di crash.

Rateo produttivo e Tempo di ciclo

Il filament winding si presenta come una tecnologia dall'alta affidabilità di processo che permette volumi produttivi adatti ad una media serie per la realizzazione di quelle parti la cui forma è compatibile con la natura di avvolgimento rotante tipica del processo. Grazie allo sviluppo di apparati e processi che permettono il cambiamento

di ampiezza di banda e spessore delle fibre nelle strutture di avvolgimento, è possibile ipotizzare un aumento del numero e tipologie di prodotti che possono essere convenientemente realizzati con filament winding.

Molti componenti filament wound possono essere costruiti simultaneamente con la stessa attrezzatura, con accurati angoli di avvolgimento delle fibre e con un buon controllo della resina. La Fig. 35 mostra quattro colonne quadrate mentre vengono costruite. Per piccoli articoli come ad esempio piccoli rulli è possibile avvolgere fino a 20 componenti simultaneamente.

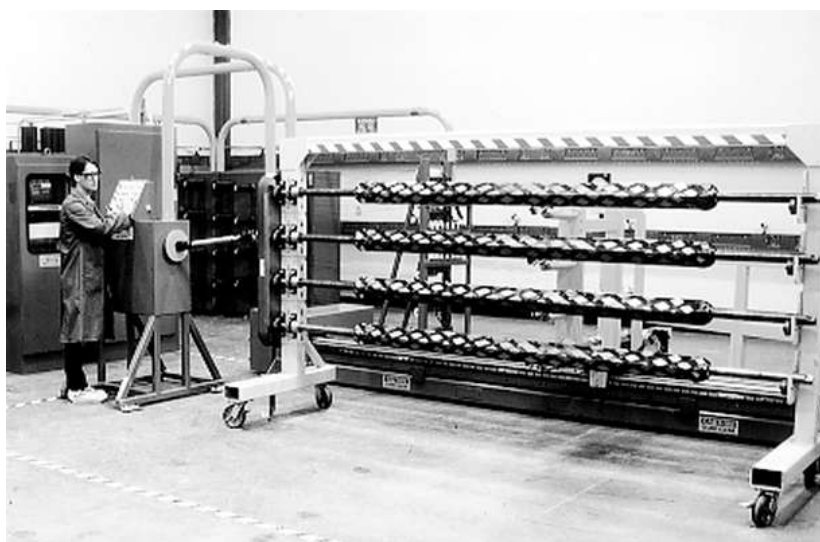


Fig. 1.35

In quanto processo continuo la pultrusione è caratterizzata da altissimi ratei produttivi, di gran lunga superiori rispetto a tutte le altre tipologie di produzione di compositi. Macchinari di pultrusione possono operare con tassi produttivi che vanno dai 25 mm/min a 5 m/min. Oggi tipiche linee produttive vanno dai 0.6 ai 1.5 m/min. E' possibile raggiungere alte produttività con l'utilizzo di flussi multipli con una sola macchina. Quasi il 100% dei materiali pultrusi sono utilizzabili direttamente senza ulteriori lavorazioni e la pultrusione di grandi volumi produttivi può essere eseguita con una percentuale di materiali di scarto inferiori al 2%.

A questo grande vantaggio ovviamente fa riscontro una grande limitatezza di forme realizzabili, e quindi la pultrusione si presta ottimamente alla produzione di componenti commerciali quali barre e verghe a sezione costante.

Negli anni '90 un gran numero di componenti meccanici venne realizzato in materiale composito pultruso e aumentò la competitività economica del processo anche grazie ad adeguati sviluppi nel design for manufacturing. La facile realizzabilità che negli ultimi anni ha avuto questo processo ha fatto sì che i materiali compositi pultrusi diventassero nel ventunesimo secolo un materiale tradizionale quali l'acciaio o l'alluminio.

La tecnologia di braiding è caratterizzata da ratei produttivi compatibili con la media serie, indicativamente tra i 5.000 ed i 30.000 pezzi/anno, comparabili a quelli raggiungibili con filament winding a causa del simile processo produttivo. L'operazione di tessitura dell'intreccio è completamente automatizzata e per pezzi di dimensioni non eccessive ha durate comparabili a quelle del successivo processo di RTM. La produttività non presenta quindi sostanziali colli di bottiglia e possono essere raggiunti gli stessi ratei produttivi tipici dei migliori processi di injection molding. In relazione al processo di Manual prepreg lay-up + pressa, che a buon ragione si può considerare il suo maggior competitor in applicazioni strutturali telaistiche, il processo di braiding presenta un rateo produttivo leggermente superiore, potendo vantare una più automatizzata e rapida fase di realizzazione del rinforzo rispetto alla deposizione manuale dei tessuti preimpregnati.

Costi di attrezzamento

Uno dei più grossi vantaggi del filament winding rispetto ad altri metodi di produzione di compositi è la semplicità di attrezzatura. Il mandrino, che presenta una accurata geometria interna, è generalmente il solo strumento di tipo speciale. Attrezzature e installazioni richieste sono di solito semplici e spesso sono costituite solamente da una macchina per l'avvolgimento e da un forno per il curing.

Il progetto del mandrino può essere semplice o complicato in base a quel che la parte richiede. I fattori che devono essere presi in considerazione sono: riutilizzabilità nel processo produttivo, tolleranze richieste, controllo della dilatazione termica, peso (limitazioni delle attrezzature), deformazioni (avvallamenti), rimozione della parte dal mandrino e il costo.

Materiali a basso costo per il mandrino come il cartone ed il legno possono spesso venire usati all'inizio della produzione del winding. All'altra estremità dello spettro di utilizzazione, dove parti critiche necessitano di tolleranze strette, può essere necessario usare costosi mandrini in acciaio progettati per uso a lungo termine.

I costi del mandrino possono essere più bassi dei costi di altri tipi di lavorazione perchè normalmente c'è un solo strumento, il mandrino maschio, che regola il diametro interno e rifinisce la superficie interna.

Per quanto riguarda la pultrusione, questo sistema produttivo presenta elevati costi di attrezzamento, tra i maggiori dell'intero lotto considerato. La necessità di sistemi di formatura, costose matrici in acciaio e sistemi di guida per i filamenti di rinforzo diverse per ogni macrotipologia di prodotto realizzato sono sostenibili solamente grazie all'altissimo rateo produttivo che questo processo può garantire. Piccole modifiche allo stesso prodotto possono essere realizzate grazie alla semplice sostituzione delle matrici anche utilizzando il medesimo macchinario di formatura, il che rende il costo del tooling per piccole modifiche basso, se confrontato con modifiche in altri processi tecnologici.

Dal punto di vista dei costi di attrezzamento la pultrusione presenta però il vantaggio di essere grandemente flessibile all'utilizzo di diversi tipi di rinforzo all'interno della stessa sezione e di poter posizionare localmente rinforzi unidirezionali in modo semplice senza interruzioni del processo continuo.

Il processo di braiding a causa della sua grande complessità realizzativa presenta elevati costi di attrezzamento, più elevati anche del simile processo di filament winding, in quanto alle costose macchine di avvolgimento bi e tridimensionale che devono essere configurate specificatamente per ogni tipologia di intreccio e

geometria da realizzare, vanno aggiunti i costi di realizzazione degli stampi e dei dispositivi necessari per la realizzazione del successivo processo di RTM.

Da questo punto di vista è opportuno però osservare che la natura intrecciata dei tessuti in braiding garantiscono un alto livello di integrità strutturale, risultando più maneggiabili e facili alle giunture, il che semplifica le operazioni successive alla tessitura del rinforzo.

Costo di manodopera

Il vantaggio più importante del filament winding è il suo basso costo, minore del costo del prepreg per molti compositi, che è dovuto alla alta velocità di lay-down delle fibre e bassa presenza ed esigenza di manodopera.

Il processo risulta completamente automatizzato dalla deposizione delle fibre alla eventuale estrazione del mandrino e alla messa in forno per la cura.

Stesso discorso vale per il processo di pultrusione, in cui la guida delle fibre, la formatura, la pultrusione e l'avanzamento e taglio del prodotto sono automatizzati, coerentemente alla natura continua dello stesso. Ciò garantisce altissima ripetitibilità ed affidabilità, ed il costo di manodopera risulta conseguentemente tra i più bassi fra le varie tecnologie produttive.

Per quanto riguarda il processo braiding l'uso di manodopera dipende dal rateo produttivo tipico di ogni applicazione considerata. Per piccoli lotti all'automazione del processo di intrecciatura corrisponde però la necessità di eseguire manualmente gli spostamenti del tessuto dalla stazione di tessitura a quella di stampaggio per iniezione. La manipolazione dei tessuti braiding è comunque facile in quanto secchi e strutturalmente integri. Per lotti di media serie è possibile anche una certa automazione dei piazzamenti che rende ancora minore l'uso di manodopera.

Studi realizzati dalla McDonnell Douglas Corporation hanno dimostrato che compositi realizzati in braiding possono essere prodotti al 56% del costo dello stesso realizzato in filament winding grazie alla riduzione di manodopera nell'assemblaggio ed alla semplificazione della progettazione.

Ripetibilità ed affidabilità

Tutti i processi di posizionamento del rinforzo di tipo continuo sono caratterizzati dalla più elevata affidabilità del processo, in quanto la deposizione controllata di rinforzo e resina permette il raggiungimento dei migliori risultati circa qualità del compattamento e assenza di vuoti. L'altissimo livello di automazione garantisce poi una elevata ripetibilità in quanto il controllo dimensionale delle parti non è responsabilità dell'abilità dell'operatore, ma è demandato alle tolleranze di lavorazione dei macchinari.

Osserviamo che per quel che riguarda il filament winding la sistemazione delle fibre è altamente ripetibile ed accurata sia da parte a parte che da strato a strato, e l'accuratezza può essere superiore a quella realizzata dalle macchine per sistemazione delle fibre o per tape-laying automatizzato.

Inoltre la capacità di usare fibre continue su tutta l'intera area del componente (senza giunte) e di orientare facilmente le fibre nella direzione del carico semplifica la fabbricazione di strutture e riduce il numero di giunzioni da cui una maggiore affidabilità e costi inferiori.

I prodotti RTM in braiding sono quindi caratterizzati da elevata ripetibilità ed affidabilità del processo, alta produttività compatibile con la media serie e costi di manodopera ed investimenti iniziali moderati.

Vincoli di forma

Come già osservato i vincoli maggiori che limitano l'utilizzo dei processi di posizionamento di rinforzo di tipo continuo sono quelli riguardanti la geometria del pezzo, e di conseguenza questi processi possono essere presi in considerazione solamente nel caso in cui la forma del componente sia compatibile con le geometrie realizzabili dalle stesse.

Filament winding e pultrusione sono le due tecnologie che presentano i limiti geometrici maggiori. La prima è in grado di realizzare parti quasi assialsimmetriche

cave quali tubi, cilindri e alberi cavi di sezione convessa, mentre la seconda parte di sezione trasversale generalmente costante. A questa limitatezza corrisponde l'estrema specializzazione dei campi applicativi che caratterizza queste due tecnologie produttive.

In filament winding vengono realizzati rulli e piccoli alberi, ma soprattutto contenitori a pressione e serbatoi per veicoli a gas naturale sono stati l'applicazione più impegnativa e più diffusa di questa tecnologia. Questa è l'unica tecnica di fabbricazione per contenitori a pressione ad alte performance.

In pultrusione vengono invece realizzati tipicamente prodotti commerciali quali barre e verghe o profilati complessi.

Filament winding presenta anche la necessità di una forma del componente che permetta la rimozione del mandrino. Mandrini lunghi, tubulari generalmente non presentano assottigliamento. A meno che le forme non uniformi possano venire meccanicamente disassemblate, i mandrini devono essere costruiti in materiale solubile e fragile. Differenti materiali per mandrini, a causa della differente dilatazione termica e delle differenti percentuali di plies circolari versus plies elicoidali nei materiali compositi e nei laminati realizzati con lay-up, presenteranno vari gradi di difficoltà nella rimozione della parte dal mandrino stesso.

Forte limite nel filament winding è il fatto di poter realizzare solamente parti di spessore costante. Questo limite in pultrusione può essere aggirato mediante l'utilizzo di costose e complesse attrezzature che possono anche permettere la realizzazione di pultrusi leggermente curvi.

Vantaggio che presenta la pultrusione è di poter realizzare pezzi di qualunque lunghezza e di forme complesse con pareti sottili, altrimenti non realizzabili con altri processi di laminazione. Quindi nella sostituzione dei classici prodotti estrusi d'alluminio con prodotti in materiale composito in applicazioni automotive la scelta del processo da utilizzare è la pultrusione. Nel settore automobilistico oltre a parti semistrutturali quali strutture di trasporto dei carichi negli autocarri, si può menzionare la realizzazione di un prototipo di telaio di autocarro completamente

realizzato con parti pultruse in materiale composito, con un rilevante aumento di caratteristiche meccaniche rispetto al tradizionale telaio in acciaio.

Il futuro della pultrusione è molto promettente come uno dei metodi produttivi continui più convenienti nella realizzazione di soluzioni in composito anche con caratteristiche tridimensionali, grazie alla manipolazione dei parametri di processo, matrici intelligenti e macchinari appositamente progettati, e grazie alla continua evoluzione di processi ibridi che confondono i confini tra injection e compression molding e pultrusione.

Consistendo nell'intreccio di sistemi di yarn attorno ad un mandrino anche il processo di braiding presenta notevoli vincoli di forma, ma sicuramente inferiori a quelli di filament winding e pultrusione. E' infatti possibile realizzare sezioni con spessore non costante e parti indifferentemente concave o convesse.

Per comprendere le straordinarie prospettive che le tecnologie di braiding presentano è utile infine presentare due applicazioni presenti in campo aeronautico. In Fig. 36 è mostrato il braccio di un carrello ruota posteriore di un elicottero militare che per l'estrema responsabilità strutturale e complessità geometrica che lo caratterizza fa ben capire quanto siano elevate le potenzialità realizzative della tecnologia di braiding.



Fig. 1.36

In Fig. 37 è rappresentata una struttura braided per albero che permette la rotazione delle ali del convertiplano AgustaWestland BA609.

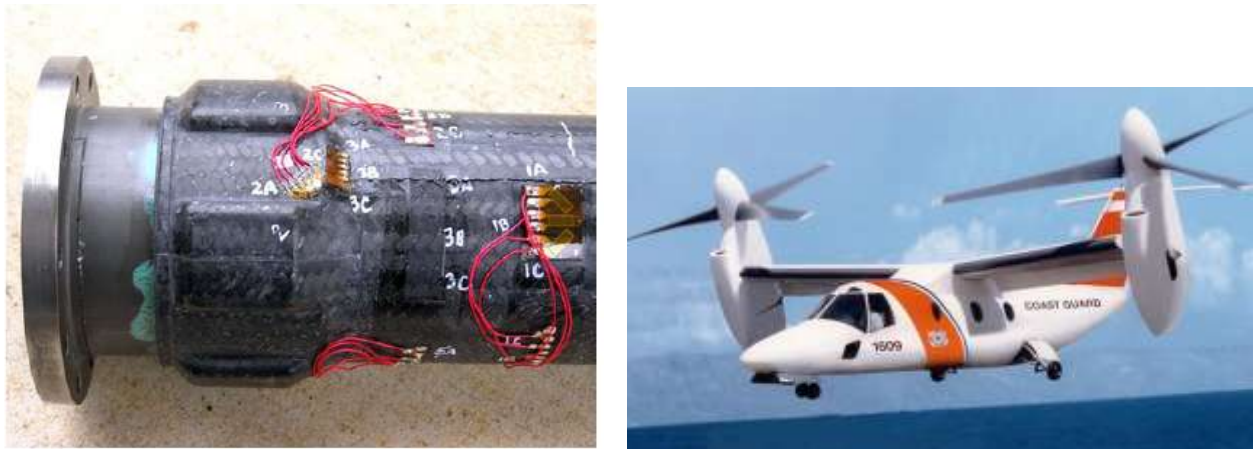


Fig. 1.37

Resa estetica

Dal punto di vista della resa estetica i processi di filament winding e braiding non offrono i migliori risultati. Per il primo la deposizione dei filamenti lungo le geodetiche non garantisce una superficie dalla tessitura fine e piatta come quelle realizzabili con lay-up o stampaggi di preimpregnati. Riguardo al braiding invece vi possono essere spostamenti per distensione delle fibre poco piacevoli dal punto di vista estetico in quelle parti che presentano sezioni con diametro variabile (Fig. ?), e comunque la resa estetica dell'intrecciatura tridimensionale non è paragonabile a quella dei prepreg utilizzati in manual prepreg lay-up o compression molding.

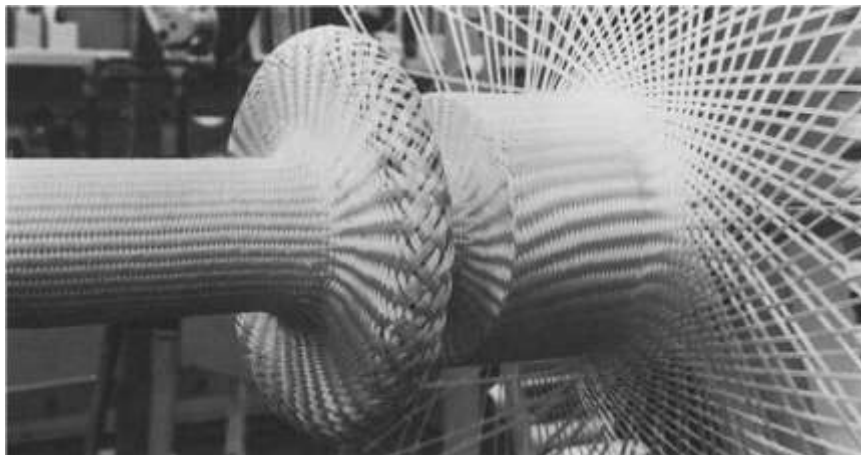


Fig. 1.38

1.1.5 Termoformatura con rinforzo a fibra lunga

La tecnologia di thermoforming consiste nella formatura sotto stampo a caldo di preimpregnati in resina termoplastica.

Prestazioni meccaniche

A parità di rinforzo utilizzato, piatti realizzati in termoformatura presentano caratteristiche meccaniche pari a piatti realizzati con le tecnologie che fanno uso di preimpregnati in resina termoindurente, in condizioni ambientali standard. Il grande svantaggio della tecnologia di termoformatura che ne limita l'utilizzo in costruzioni dalla grande responsabilità strutturale è la grande difficoltà nell'assicurare continuità e densità di fibra in presenza di formatura profonda in corrispondenza delle zone a forte curvatura in cui si verificano forti migrazioni di resina. Questa tecnologia si è affacciata sul panorama dei materiali compositi in tempi abbastanza recenti e le competenze tecnologiche di ogni singolo fornitore fanno la differenza nell'assicurare il mantenimento delle ottime proprietà meccaniche dei preimpregnati termoplastici attraverso l'operazione di termoformatura.

E' possibile realizzare nervature di rinforzo tramite processo di iniezione di resina dando luogo alla tecnologia di termoformatura + injection moulding. L'aumento di proprietà meccaniche date da nervature prive di rinforzo è però non elevato, e può dare vantaggi minimi. Il grande sviluppo tecnologico che hanno avuto le resine termoplastiche permette l'utilizzazione delle parti realizzate in termoformatura anche in condizioni termiche abbastanza gravose, con temperature dell'ordine dei 150 - 180 gradi. Da investigare è però ancora il comportamento a fatica delle parti realizzate in materiale composito in matrice termoplastica, e da annotare è l'assenza ad oggi di tali pezzi in applicazioni dalla grande responsabilità strutturale in campo aeronautico.

Quindi la tecnologia di termoformatura risulta essere molto interessante nella realizzazione di parti non sollecitate a fatica, a temperature non eccessivamente

elevate e che siano realizzabili con tecnologie di termoformatura tali da garantire buone proprietà meccaniche.

Prestazioni in riferimento all'urto

Ad oggi le maggiori applicazioni di parti realizzate in termoformatura in fibra lunga in campo automotive sono rappresentate da strutture assorbimento urto. Motivi di ciò sono le grandi capacità di assorbimento di energia d'urto dei materiali in questione, le possibilità realizzative di formature delle geometrie in gioco ed il fatto che tali parti non sono soggette a cicli affaticanti, ma solo a carichi impulsivi accidentali.

Rateo produttivo e Tempo di ciclo

L'operazione di termoformatura è caratterizzata da tempi di ciclo brevi e produttività elevata in quanto può sopportare una elevata automazione del processo ed è svincolata dai lunghi tempi di cura caratteristici dei materiali compositi in resina termoindurente.

Costi di attrezzamento

Ai costi degli stampi si aggiungono elevati costi per macchine automatiche di posizionamento. Il processo di termoformatura è altamente automatizzabile in quanto la movimentazione dei preimpregnati termoplastici a freddo non soffre i problemi di difficile maneggiabilità tipica degli appiccicosi preimpregnati termoindurenti.

Costo di manodopera

Grazie all'elevata automazione permessa, una produzione in media serie di parti realizzate in termoformatura non necessita di un elevato contributo di manodopera.

Ripetibilità ed affidabilità

Uno dei maggiori vantaggi della tecnologia di termoformatura è l'elevato grado di ripetibilità e affidabilità realizzabili. L'utilizzo di preimpregnati permette un elevato controllo della qualità a livello delle proprietà del laminato, mentre l'automatizzazione del processo di deposizione del laminato e posizionamento nello stampo garantisce l'ottenimento di tolleranze geometriche stringenti.

Vincoli di forma

La limitazione della profondità di formatura costituisce un importante vincolo realizzativo sia per quanto riguarda l'andamento geometrico generale della parte sia nella formatura di particolari che presentino forti curvature. Applicazione tipica della termoformatura è la realizzazione di gusci, pannelli e simili.

Resa estetica

Sono raggiungibili le qualità superficiali elevate tipiche dei materiali preimpregnati. Gli stessi problemi riguardanti forti migrazioni di polimero in corrispondenza di piccoli raggi di raccordo si riflettono in corrispondenti difetti estetici.

1.1.6 Conclusioni

Lo studio svolto negli anni precedenti in merito alle tecniche di produzione di componenti strutturali in materiale composito ha permesso il raggiungimento di una presa di coscienza dello stato dell'arte del settore, in particolare in riferimento ai processi attualmente utilizzati per l'industrializzazione in media-grande serie. Si riporta in Tab. 4 in maniera schematica i risultati dell'analisi comparativa svolta.

| | Mechanical | Crash | Productivity | Cicle | Equipment | Labour | Repeatability and Reliability | Shape | Aesthetic |
|--------------------------------------|-------------|-------------|--------------|-------|-----------|--------|-------------------------------|-------------|-----------|
| | Performance | Performance | | Time | Cost | Cost | | Restriction | |
| Manual prepreg lay-up + autoclave | 5 | 4 | 2 | 2 | 5 | 1 | 1 | 5 | 5 - |
| Manual prepreg + Press | 5 | 4 | 3 - | 3 + | 5 - | 2 - | 1 | 5 - | 5 |
| Automated prepreg + Press | 5 - | 4 | 3 + | 4 | 3 | 3 | 4 | 4 | 5 |
| RTM | 3 + | 3 | 3 | 4 | 2 | 2 | 3 | 4 | 4 |
| Vacuum Infusion | 3 | 2 | 3 | 3 | 3 | 2 | 3 | 4 | 3 |
| Flament Winding | 4 | 3 | 3 | 4 | 3 | 5 | 5 | 1 | 3 |
| Pultrusion | 4 | 3 | 5 | 5 | 2 | 5 | 5 | 1 | 4 |
| Pullwinding | 4 + | 3 | 4 + | 4 + | 2 - | 5 | 5 | 1 | 4 |
| Braiding - Overbraiding | 5 | 5 | 3 | 3 | 2 | 4 | 5 | 2 | 3 |
| Thermoforming | 3 | 4 + | 4 | 4 | 2 | 2 | 4 | 4 | 4 |
| Thermoforming + Injection Moulding | 3 | 4 + | 4 | 4 | 2 | 2 | 4 | 4 | 4 |

Tab. 1.4

1.2 Approfondimento sistemi materiale-tecnologia utilizzati per produzioni in media serie

L'analisi comparativa svolta ha messo in luce che le tecnologie di produzione di parti in materiale composito adatte ad impieghi automobilistici o aeronautici in media serie e con elevata responsabilità strutturale di interesse dovessero soddisfare principalmente i seguenti requisiti:

- Elevate prestazioni meccaniche del pezzo finito
- Elevata produttività
- Elevata ripetibilità ed affidabilità
- Bassi costi di produzione

Per poter rispondere a queste specifiche il processo deve poter essere significativamente automatizzabile, avere brevi tempi di ciclo ed essere caratterizzato da bassi costi di attrezzamento.

Le tecnologie che risultano essere adatte agli impieghi di interesse sono:

-
- Termindurenti:
 - Prepreg Out-of-Autoclave:
 - * Prepreg + Pressa Calda
 - * Prepreg + Vacuum Bag e Forno
 - RTM o simili
 - Filament Winding
 - Pultrusione e Pullwinding

 - Termoplastiche:
 - Termoformatura

Con lo scopo di meglio comprendere le caratteristiche, le potenzialità ed i limiti di tali tecnologie si è proceduto in [2] ad un'approfondita analisi dei sistemi di materiale utilizzati. In occasione di questo lavoro si procede a riportare le informazioni di interesse nella presa di consapevolezza dello stato dell'arte del campo delle tecnologie per l'industrializzazione di componenti strutturali in materiale composito e nella individuazione delle potenziali direzioni di sviluppo. Verranno approfonditi aspetti quali il trasferimento delle proprietà meccaniche attraverso gli step fibra-tessuto-materiale composito per i diversi sistemi di materiale, quali gli stringenti vincoli di forma caratteristici di ogni tecnologia, i limiti all'automazione per il processo di laminazione, le caratteristiche meccaniche generali proprie di ogni sistema di materiale-tecnologia. Verranno in particolare affrontate le tematiche riguardanti la laminazione automatica dei più innovativi materiali preimpregnati per polimerizzazione fuori da autoclave.

1.2.1 Prepreg lay-up manuale, automatizzato e polimerizzazione in o out of autoclave

Preimpregnati impiegati per processabilità in autoclave sono quasi sempre adatti e commercializzati anche per polimerizzazione in pressa calda, a causa della formulazione di resina simile adatta a polimerizzazioni ad elevate temperature e pressioni. La difficoltà nel fornire una suddivisione netta tra i materiali adatti alle due differenti tecnologie ha reso necessario svolgere una trattazione indistinta. Trattati in una sezione a sè stante saranno invece i preimpregnati adatti a polimerizzazione a bassa temperatura e pressione, processabili cioè in sacco a vuoto o termorestringente e forno.

1.2.1.1 Prepreg lay-up

Per un'approfondita esposizione delle tematiche tecnologiche e progettuali in merito alla tecnologia di manual prepreg lay-up si veda [1].

Nell'ottica dell'aumento di automatibilità, ripetibilità ed affidabilità del processo tecnologico di laminazione i materiali preimpregnati assumono un ruolo chiave e sono diventati ad oggi di largo consumo in quanto liberano l'utilizzatore finale dallo sviluppo delle formulazioni di resina e dall'impregnazione delle fibre. Il materiale composito preimpregnato può essere acquistato con precisi contenuti di resina, tipo di resina, tipo di fibra, ed al progettista è lasciata grande libertà nella richiesta di materiali ad hoc. Le caratteristiche tecnologiche quali tempo e temperatura di cura possono essere controllate a precisi livelli seguendo le richieste del richiedente.

I materiali preimpregnati possono essere divisi almeno in due categorie: utilizzabili per applicazioni ad elevate prestazioni (incluse applicazioni aerospaziali) e utilizzabili in applicazioni per basse prestazioni (quali di moulding compound). Per applicazioni strutturali andiamo a trattare solamente preimpregnati del primo tipo.

1.2.1.2 Prepreg per applicazioni ad elevate prestazioni

Il rinforzo utilizzato per applicazioni aerospaziali è tipicamente fibra di carbonio. L'alta resistenza e rigidità del carbonio, accompagnato alla sua bassa densità, risultano in compositi con elevati rapporti performance/peso irraggiungibili con materiali metallici o compositi in fibra di vetro. I preimpregnati consistono in fibre impregnate di resina nelle forme di uniassiali o tessuti woven. Il progettista richiede preimpregnati con buone qualità di imbastibilità o “appiccicosità” (tack), drappabilità, tempo di imbastibilità (tack life) ed il tempo di curabilità (out time).

L'imbastibilità è la tendenza di due plies o layers ad aderire sufficientemente per permettere la laminazione di parti complesse, ma che permettano anche un pulito strip-back (stacca e riattacca) nel caso lo strato fosse depositato una prima volta in modo errato. Un grado di adesività troppo basso causerà slittamenti degli strati, mentre adesioni troppo aggressive non permetterebbe riposizionamenti. La drappabilità è l'abilità del preimpregnato ad aderire e conformarsi alla curvatura dello stampo. La tack life si riferisce all'ammontare del tempo per il quale il

preimpregnato può stare a temperatura ambiente e rimanere sufficientemente imbastibile per il layup. L'out time consiste nell'ammontare massimo di tempo per il quale il preimpregnato può rimanere a temperatura ambiente prima della cura per il quale il pezzo polimerizzato sia di buona qualità. Una tipologia di resina che soddisfa entrambe i requisiti di lavorabilità e qualità del pezzo finito è basata su un sistema di resina epossidica con un sistema di rallentamento della polimerizzazione. Il sistema di cura sarà lento, a temperatura ambiente, in modo da prevenire reazioni che riducano l'imbastibilità, la drappabilità e l'out time, ma sufficientemente rapida ad elevate temperature per garantire tempi di cura ragionevolmente brevi. La maggiorparte dei sistemi di rallentamento della polimerizzazione non blocca comunque la reazione a temperatura ambiente. Dopo l'impregnazione della fibra con la resina, il preimpregnato è stoccato e conservato a bassa temperatura. Il materiale viene riscaldato a temperatura ambiente per effettuare il lay-up. Solitamente

è garantita una buona conservazione di un anno a -20°C . Un grande range di componenti è disponibile per i sistemi epossidici, come anche una grande varietà di agenti di polimerizzazione e catalizzatori. Sono disponibili resine con differenti viscosità, quantità di gruppi reagenti e strutture. Sono disponibili additivi che modifichino la viscosità della resina non polimerizzata, che riducano la fragilità o che impartiscano svariate proprietà. Gruppi aromatici e altamente funzionali portano all'ottenimento di matrici resistenti ad alta temperatura ed altamente polimerizzate, che sono però generalmente molto fragili. Epossidiche alifatiche e poco funzionali solitamente portano a matrici con maggiore allungamento, minore resistenza alla temperatura e maggiore tenacità. La resina principe per applicazioni aerospaziali è la N,N,N',N'-tetraglycidyl-4,4'-methylenebisbenzenamine. Quando reagisce in una polimerizzazione corretta, va a formare una matrice dura, con temperatura massima di esercizio elevata dell'ordine di 205°C .

Il tipo di amine e ed epossidi usati per i prepreg reagiscono lentamente a temperatura ambiente, ed elevata temperatura è necessaria per completare la cura e garantire il raggiungimento delle buone caratteristiche meccaniche finali. In ogni modo, come regola generale, la temperatura massima di esercizio di una resina polimerizzata è circa la temperatura di polimerizzazione.

L'insieme di sistema di resina o resine e catalizzatori è progettato per raggiungere i requisiti necessari per i diversi step, prodotto finale, deposizione ed immagazzinamento. Componenti per resine a bassa viscosità sono utilizzate per ridurre la viscosità complessiva per aiutare nella maneggiatura dei preimpregnati e nel fluire durante la polimerizzazione.

Epossidi aromatici che differiscono in funzionalità epossidica sono utilizzati per variare la densità di polimerizzazione. Resine aromatiche altamente polimerizzate utilizzate in preimpregnati aerospaziali realizzano compositi molto resistenti che sono tuttavia fragili; elementi che migliorino la flessibilità e la tenacità devono essere aggiunti per diminuire la fragilità. Le dosi degli ingredienti del sistema di resina possono essere variate per massimizzare proprietà desiderate del composito finale

come anche per aumentare la processabilità e le caratteristiche di maneggiabilità. I cicli di cura per diverse formulazioni di resina sono determinati empiricamente.

Un dato ciclo di cura deve avere diversi step di pausa ad una determinata temperatura prima di arrivare alla temperatura massima di cura. Step di sosta a determinate temperature permettono il fluire della resina per assicurare l'assenza di vuoti nella parte. Essi permettono anche di prevenire eccessivi picchi di temperatura causati da rapidi tassi di deazione e polimerizzazione. L'andamento del ciclo di temperatura permette ai gruppi reattivi di essere consumati ad un tasso che permetta la rimozione del calore generatosi dalla reazione esotermica di polimerizzazione. Successivamente il riscaldamento a temperature più elevate (con conseguente maggiore velocità di polimerizzazione) è sicuro, perchè la quantità di materiale reattivo è stata ridotta. Al contrario, gli step di pausa possono aumentare la viscosità attraverso una reazione che riduce il fluire della resina quando la temperatura è aumentata.

I cicli di cura raccomandati dai fornitori di preimpregnati sono progettati per specifici spessori di preimpregnato e formulazioni di resina. Significativi scostamenti da lay-up tradizionali e ciclo di cura dovranno essere considerati con grande attenzione per garantire la sicurezza ed il raggiungimento delle proprietà finali.

Resine epossidiche resistenti ad alte temperature mostrano temperature massime di esercizio di 205 - 230°C. Picchi di temperatura fino a 290°C possono essere tollerati da alcune formulazioni di resina basate su epossidiche Novolacs. Per raggiungere proprietà di resistenza a temperature maggiori alcune tecniche si basano su una cura in autoclave a 175°C seguita poi da una postcura a 310 - 340°C in un forno.

La Fig. 39 mostra il range di resistenza dei laminati relativi a prepreg realizzati con una vasta gamma di tipi di rinforzo.

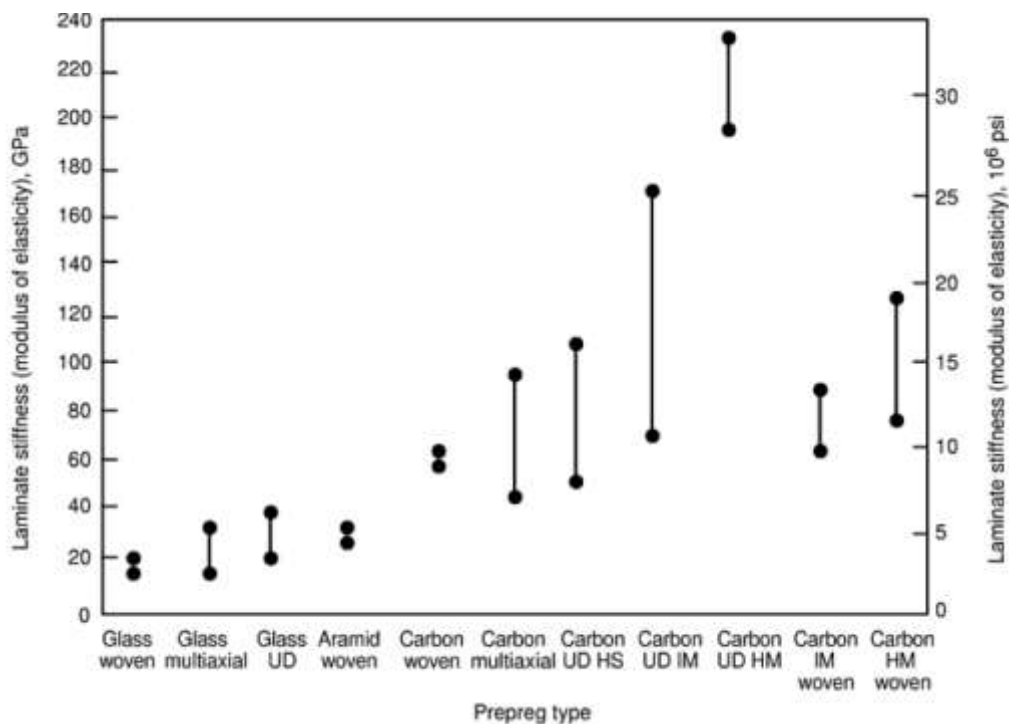


Fig. 1.39: Range di resistenza per diversi tipi di preimpregnati utilizzati. [4]

La Tab. 5 mostra un confronto tra tipi di preimpregnati e le loro caratteristiche di processabilità, costo e resistenza al danneggiamento del laminato risultante. La Fig. 40 indica il livello di curvatura conformabile che può essere realizzata da diverse forme di rinforzo preimpregnato in funzione di ampiezza e spessore del prepreg.

| Fiber type | Form ^(a) | Resin type | Cure temperature | | Typical thickness | | Width | | Maximum lay-up rate | | Approximate cost | | Damage resistance |
|-----------------------------|---------------------|------------|------------------|-----|-------------------|-------|-------|-----|---------------------|------|------------------|-------|-------------------|
| | | | °C | °F | mm | in. | m | ft | kg/h | lb/h | \$/kg | \$/lb | |
| E-glass | UD | Epoxy | 120 | 250 | 0.25 | 0.010 | 0.6 | 2.0 | 2 | 1 | 30 | 14 | Medium |
| | Woven | Epoxy | 120 | 250 | 0.37 | 0.015 | 1.7 | 5.6 | 10 | 5 | 25 | 11 | Very high |
| | Woven | Phenolic | 135 | 275 | 0.37 | 0.015 | 1.7 | 5.6 | 10 | 5 | 15 | 7 | Medium |
| Aramid | Multiaxial | Epoxy | 120 | 250 | 0.6 | 0.024 | 1.25 | 4.1 | 15 | 7 | 5 | 2 | High |
| | Woven | Epoxy | 120 | 250 | ... | ... | 1.7 | 5.6 | ... | ... | ... | ... | Extremely high |
| Carbon | UD | Epoxy | 120 | 250 | 0.25 | 0.010 | 0.6 | 2.0 | 2 | 1 | 40 | 18 | Low |
| | UD | Epoxy | 180 | 360 | 0.25 | 0.010 | 0.6 | 2.0 | 2 | 1 | 40 | 18 | Very low |
| | Woven | Epoxy | 120 | 250 | 0.37 | 0.015 | 1.7 | 5.6 | 6 | 3 | 50 | 23 | Medium |
| Intermediate-modulus carbon | Multiaxial | Epoxy | 120 | 250 | 0.6 | 0.024 | 1.25 | 4.1 | 9 | 4 | 35 | 16 | Medium |
| | UD | Epoxy | 180 | 360 | 0.13 | 0.005 | 0.3 | 1.0 | 1 | 0.5 | 70 | 32 | Very low |
| High-modulus carbon | Woven | Epoxy | 120 | 250 | 0.29 | 0.011 | 1.7 | 5.6 | 4 | 2 | 105 | 48 | Medium |
| | UD | Epoxy | 180 | 360 | 0.13 | 0.005 | 0.3 | 1.0 | 1 | 0.5 | 85 | 39 | Extremely low |
| | Woven | Epoxy | 120 | 250 | 0.29 | 0.011 | 1.7 | 5.6 | 4 | 2 | 135 | 61 | Low |

(a) UD, unidirectional tape with multi-angular lay-up. Multiaxial, fabric with 2 to 7 layers of tows at varying angles knitted into a drapable fabric (also called noncrimp fabric).

Tab. 1.5 Confronto tra tipi di preimpregnati e le loro caratteristiche di processabilità, costo e resistenza al danneggiamento del laminato risultante. [4]

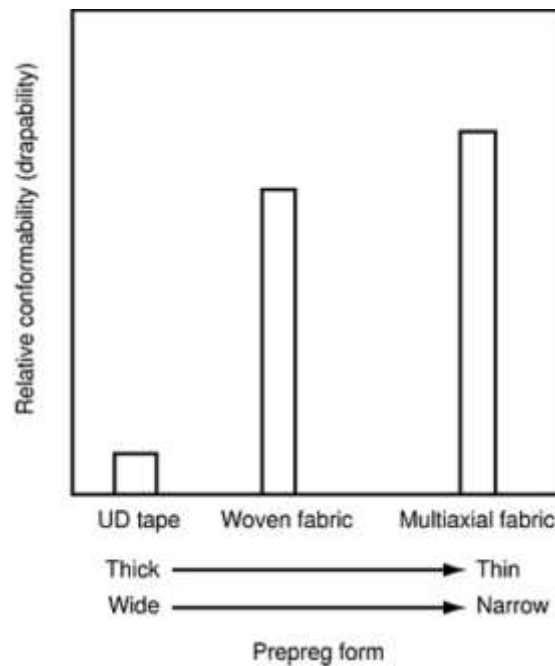


Fig. 1.40: Livello di curvatura conformabile [4]

Tessuti Woven Prepreg

I tessuti woven preimpregnati sono una delle forme più usate di rinforzi fibrosi per materiali compositi. I tessuti solitamente offrono flessibilità nella realizzazione tecnologica, a scapito però di un costo maggiore rispetto alle altre forme di preimpregnati. Il progettista deve considerare questo ed altri fattori prima della scelta della forma di preimpregnato da impegnare per applicazioni strutturali. Informazioni circa i vari tipi di tessuti woven esistenti possono essere ricercate in lavori precedenti [4]. I tessuti possono essere preimpregnati usando sia processi di hot - melt (resina calda molto liquida) che di solvent - coating (resina resa molto liquida attraverso solventi). Il processo di hot-melt fa uso di un macchinario simile a quello usato per la realizzazione di nastri unidirezionali. La resine possono essere applicate al tessuto sia usando fogli con un substrato a film predeposto, a “knife over roll”, o un meccanismo di rivestimento simile. Il solvent coating è tipicamente accompagnato da l’immersione del tessuto in un bagno contenente dal 20 al 50% di solvente e miscela di resina ed in seguito asciugato in un former coater a passata singola o multipla. Le due tecniche generano caratteristiche differneti nel preimpregnato:

1. Hot melt:

- Minore drappabilità e imbastibilità bassa, causata da viscosità della resina elevata, che comporta la permanenza di residui di solventi nel preimpregnato
- Migliori proprietà di resistenza alla temperatura e umidità, minore capacità di fluire e maggiore tempo di gel dovuti all'assenza di particelle volatili
- Maggiori costi, causati da basse velocità di processo e maggiore raggrumamento della resina

2. Solvent coating:

- Drappabilità migliore, portata da una minore viscosità della resina e solitamente maggiore imbastibilità
- Residui di solventi nell'ordine del 1 - 2 %, il che causa maggiori tempi di gel, maggiore capacità di fluire e basse proprietà di resistenza a temperatura e umidità
- Costi minori dovuti a maggiore velocità di processo e minori sprechi di resina

Tecniche realizzative

Quando tessuti woven sono depositati su forme complesse la tessitura viene distorta e le fibre cambiano direzione. Orientazioni di 0° , $\pm 60^\circ$ o 0° , $\pm 45^\circ$, 90° vengono utilizzate per compensare deficienze indeterminate. Queste sequenze di laminazione realizzano un rinforzo che dia proprietà quasi isotrope al laminato piano. In ogni modo l'allineamento dei plies in lay-up di difficile drappabilità usando preimpregnati tessuti è molto difficile da controllare. Fibre colorate traccianti inserite nel tessuto semplificano la laminazione e l'ispezione del composito. Compositi strutturali che abbiano requisiti di resistere a carichi importanti devono essere progettati per ottenere proprietà riproducibili. Le forme devono permettere ai plies di essere orientati in direzioni predeterminate. Sia che il lay-up sia realizzato manualmente o con tecniche automatizzate i principi di laminazione sono simili. Quando le forme strutturali lo permettono, la qualità della riproducibilità della maggiorparte delle proprietà si deve alla qualità di laminazione dei plies che sono tagliati a misura e applicati staccando mano a mano il film protettivo ed utilizzando

sagome con film di trasferimento. Questi film di trasferimento, di poliestere di solito, presentano riferimenti graduati sulla loro superficie per indicare il posizionamento dei plies e l'orientazione rispetto allo stampo. I plies che sono stati laminati sulle sagome vengono trasferiti sullo

stampo senza distorsioni addizionali; dopo che i plies sono laminati e trasferiti, le sagome vengono rimosse. L'anisotropia di preimpregnati di tessuto in un ply è corretta da anisotropia uguale e opposta negli adiacenti plies. La simmetria raggiunta da queste correzioni è importante per evitare distorsioni nel laminato polimerizzato.

Altre correzioni sono realizzate di solito attraverso l'utilizzo di cross - ply che compensino disallineamenti per raggiungere l'ortotropia desiderata.

Prepreg di nastri unidirezionali

Nastri di preimpregnato unidirezionale sono una delle forme di materiale composito più utilizzate per applicazioni strutturali. I nastri offrono vantaggi progettuali di basso costo ed

elevato trasferimento delle proprietà della fibra. I nastri di preimpregnato consistono in una serie collimata di tows di fibra di rinforzo impregnata con resina. Prima che il nastro sia realizzato dalla fibra, quest'ultima è di solito acquisita in forma di bobina con varie dimensioni di tow, peso per unità di lunghezza (denari) e dimensioni del filamento, come mostrato in Tab. 6

| Material | Yield/tow | | Filament size | |
|----------------------------------------------------|-----------|----------|---------------|---------|
| | m/kg | yd/lb | µm | µin. |
| Graphite (1000 to 12,000 filaments per tow) | 300–1200 | 150–600 | 5–10 | 200–390 |
| Fiberglass (2450–12,240 filaments per tow) | 490–2400 | 245–1200 | 4–13 | 160–510 |
| Aramid (800–3200 filaments per tow) | 2000–7850 | 980–3900 | 12 | 470 |

Tab. 1.6 Dimensioni di bobine di fibre [4]

La Fig. 41 mostra una tipica bobina di nastro preimpregnato di graphite - epoxy, disponibile in una grande varietà di larghezze, spessori e dimensioni di imballaggio.

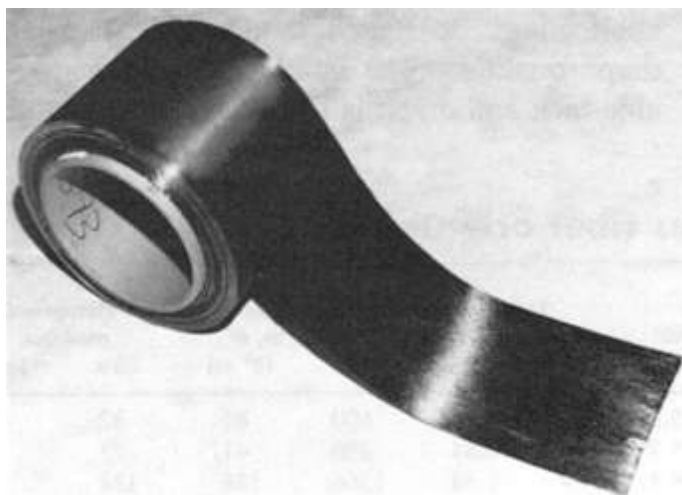


Fig. 1.41 *Bobina di nastro preimpregnato carbon-epoxy*

Utilizzando nastri preimpregnati stretti (75mm) di solito si hanno scarti di materiale di circa il 7 - 10%. Nastri stretti rappresentano la soluzione ideale per l'utilizzazione di materiali costosi quali compositi boron-epoxy. In ogni modo l'utilizzazione di nastri stretti causa un aumento del costo del lavoro, il che può essere bilanciato dalla diminuzione di scarti.

Proprietà dei nastri unidirezionali

Le fibre di rinforzo per loro natura sono altamente anisotrope, conseguentemente i nastri unidirezionali rinforzano principalmente la resistenza nella direzione longitudinale. I nastri unidirezionali offrono il migliore trasferimento di proprietà delle fibre. Esistono differenze significative tra le proprietà meccaniche di nastri e tessuti. La Fig. 42 e Fig. 43 mostrano le differenze in termini di trasferimento di proprietà tra nastri e tessuti preimpregnati.

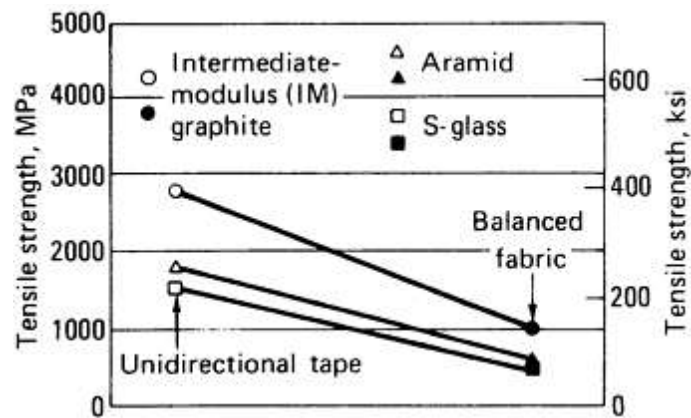


Fig. 1.42: Confronto di resistenze a trazione – nastro vs tessuto di preimpregnato carbon-epoxy [4]

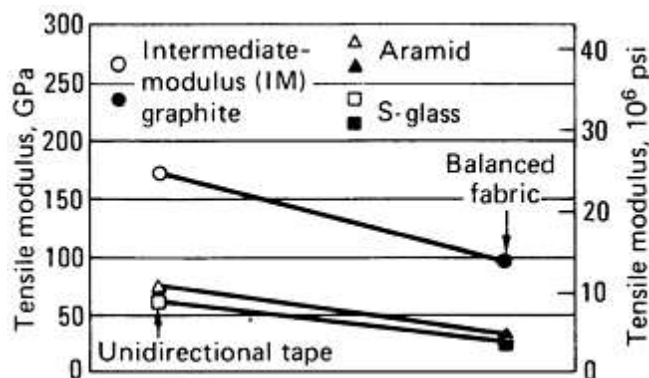


Fig. 1.43: Confronto di modulo elastico – nastro vs tessuto di preimpregnato carbon-epoxy [4]

Proprietà quali imbastibilità, capacità di fluire, tempo di gel, e drappibilità sono critiche nella scelta della adeguata forma di materiale. L'appiccicosità deve essere adeguata per permettere al preimpregnato di aderire alla preparata superficie dello stampo o ai plies depositi precedentemente, ma abbastanza leggera per permettere la corretta rimozione del backing film senza rimozione di resina. La qualità dell'appiccicosità può essere specificata

in modo da richiedere che il preimpregnato rimanga aderito al backing film finchè una predeterminata forza sia applicata per spellarla. Prepreg eccessivamente appiccicosi sono generalmente difficili da maneggiare senza rovinare la distribuzione omogenea di resina e l'orientazione delle fibre o causando rottura delle fibre di rinforzo. In questo caso il materiale costituente non sarà generalmente riproducibile in quanto indeterminati ammontare di resina verrà rimossa quando il

backing film sarà separato dal preimpregnato. In generale, tutti gli svantaggi dei processi di laminazione bagnati sono causati da preimpregnati troppo appiccicosi. Parte del materiale non raggiungerà adeguate proprietà di curabilità e sarà scartato. Un certo grado di appiccicosità in preimpregnati termoplastici non interferisce nel loro consolidamento, facendo sì che possano essere scaldati fino al punto di fusione del polimero durante il processo. Il fluire è la misura dell'aumentare del trafilamento di resina dal pezzo quando sotto cura (sotto calore e pressione) interposto tra le piastre della pressa. La misura del fluire va ad indicare la capacità della resina di unire plies successivi in un laminato e di portare fuori particelle volatili e gas di reazione. Il fluire può essere un indicatore dell'età del preimpregnato e dell'avanzamento del processo di polimerizzazione. E' sempre desiderabile ottimizzare il contenuto di resina e la viscosità per ottenere un fluire adeguato. In alcuni casi il fluire della resina del preimpregnato può essere controllato aggiungendo addensanti o additivi tixotropici. La drappabilità è la misura della formabilità del materiale attorno a contorni, il che è critico per il costo di fabbricazione. La drappabilità del nastro è tipicamente misurata come l'abilità del preimpregnato ad essere formato attorno ad una bacchetta di piccolo raggio. La discriminante nel criterio per la drappabilità è l'abilità di eseguire la formatura senza incorrere in danneggiamento della fibra. Questa capacità si trasferisce all'abilità personale del fabbricante a conformare il preimpregnato su forme complesse. Dal punto di vista fisico, la drappabilità è una proprietà per la quale i nastri sono molto diversi dai tessuti preimpregnati. I nastri sono tipicamente meno drappabili delle forme tessute, e questa differenza deve essere considerata nella scelta del preimpregnato da utilizzare nella manifattura. E' essenziale che preimpregnati per applicazioni strutturali siano selezionati della desiderata appiccicosità e drappabilità. La migliore combinazione di imbastibilità e drappabilità è solitamente raggiunta con preimpregnati di tessuti woven con armatura di tipo satin. Cross- ply o multiplied preimpregnati sono generalmente usati per garantire resistenza trasversale per lay-up di tipo "broad

goods”. Con questo termine si indicano nastri preimpregnati larghi (> 305 mm) che consistono in più plies di nastro orientati a 0° o off-axis tra loro.

Andiamo a riportare in Tab. 7 tipiche proprietà di materiali compositi polimerizzati da preimpregnato unidirezionale e tessuto (SGL carbon).

| Typical properties of composite materials at room temperature | | | | | | | |
|---------------------------------------------------------------|------------|-----------|----------------------------|-----------|-----------------|------------------------|-------|
| Prepreg | Fiber type | Weave | Weight (g/m ²) | ILS (MPa) | E-modulus (GPa) | Tensile strength (MPa) | Tg °C |
| Epoxy carbon fabric prepreg | 3K | Plain | 200 | 70 | 70 | 1150 | 120 |
| Epoxy carbon fabric prepreg | 6K | Twill 2/2 | 400 | 63 | 65 | 850 | 120 |
| Epoxy carbon fabric prepreg | 12K | Twill 2/2 | 650 | 55 | 63 | 800 | 120 |
| Epoxy carbon UD prepreg | 24K | UD | 200 | 75 | 126 | 2300 | 120 |
| Epoxy carbon UD prepreg | 50K | UD | 600 | 65 | 130 | 1900 | 120 |

Tab. 1.7 *Tipiche proprietà di compositi da diverse forme di preimpregnato*

Preimpregnati a nastro multidirezionali

Quando un certo numero di plies di nastro vengono laminati a diverse orientazioni, la resistenza del composito aumenta nella direzione trasversale. All’aumentare del numero

di plies, la resistenza isotropica è avvicinata asintoticamente. Nastri multi direzionali possono essere realizzati con plies multipli di nastri unidirezionali orientati secondo le scelte del progettista. Questi nastri sono disponibili alle stesse larghezze e dimensioni di imballaggio dei nastri unidirezionali, con però diversi spessori. Fino a quattro o cinque plies per nastro, con ogni ply tipicamente spesso 0,125 mm, può essere laminato insieme a diverse orientazioni fino a realizzare nastri di rinforzo multidirezionali. La Fig. 44 illustra la differenza tra nastri unidirezionali e multidirezionali.

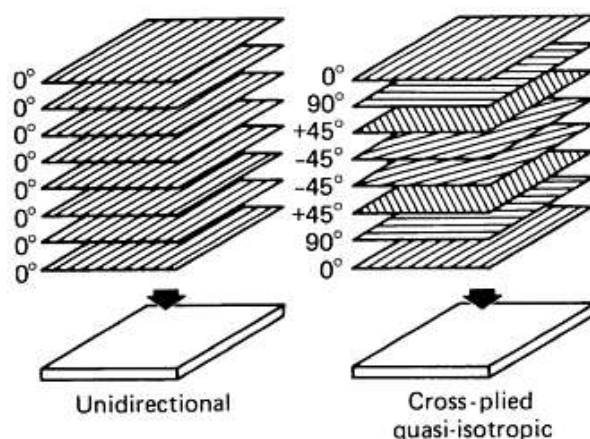


Fig. 1.44: Lay-up unidirezionali versus quasi-isotropi [4]

Utilizzando preimpregnati quasi isotropi multidirezionali, il fabbricante può evitare i costi di lay-up. In ogni modo preimpregnati multidirezionali sono tipicamente più costosi dei prepreg unidirezionali a causa dell'addizionale lavoro necessario per laminare il nastro. Le caratteristiche meccaniche di preimpregnati multi orientati possono essere accuratamente predetti da test effettuati sul materiale nelle configurazioni richieste. Tab. 8 e Tab. 9 mostrano tipiche proprietà per questi lay-up confrontati con materiali strutturali.

| Material ^(a) | Strength, 0° | | Strength, 0°/±45°/90° | | Density, g/cm ³ | Strength/density, 0° | | Strength/density, 0°/±45°/90° | |
|-------------------------------------|-----------------|------|--------------------------|-------|-------------------------------|-------------------------|---------------------|----------------------------------|---------------------|
| | MPa | ksi | MPa | ksi | | 10 ⁶ cm | 10 ⁶ in. | 10 ⁶ cm | 10 ⁶ in. |
| Graphite | | | | | | | | | |
| High-strength, low modulus | 2.2 | 0.32 | 0.73 | 0.11 | 1.55 | 14.3 | 5.63 | 4.8 | 1.9 |
| High-strength, intermediate modulus | 2.4 | 0.35 | 0.80 | 0.12 | 1.52 | ... | ... | ... | ... |
| Low-strength, high modulus | 1.2 | 0.17 | 0.43 | 0.06 | 1.63 | 15.1 | 5.94 | 2.7 | 1.1 |
| S-glass | 1.8 | 0.26 | 0.76 | 0.11 | 1.99 | 9.2 | 3.6 | 3.9 | 1.5 |
| E-glass | 0.82 | 0.12 | 0.52 | 0.075 | 1.99 | 4.2 | 1.7 | 2.7 | 1.1 |
| Aramid | 1.5 | 0.22 | 0.39 | 0.057 | 1.36 | 10.9 | 4.29 | 2.9 | 1.1 |
| Aluminum | ... | 0.41 | 0.059 | ... | 2.77 | ... | 1.5 | 0.59 | ... |
| Steel | ... | 2.1 | 0.30 | ... | 8.00 | ... | 2.6 | 1.0 | ... |

(a) In epoxy-resin matrix

Tab. 1.8: Comparativa resistenza/peso versus forma del materiale [4]

| Material ^(a) | Stiffness, 0° | | Stiffness, 0°/±45°/90° | | Density, g/cm ³ | Stiffness/density, 0° | | Stiffness/density, 0°/±45°/90° | |
|-------------------------------------|---------------|--------|------------------------|--------|----------------------------|-----------------------|---------------------|--------------------------------|---------------------|
| | MPa | ksi | MPa | ksi | | 10 ⁶ cm | 10 ⁶ in. | 10 ⁶ cm | 10 ⁶ in. |
| Graphite | | | | | | | | | |
| High-strength, low modulus | 0.15 | 0.022 | 0.046 | 0.0067 | 1.55 | 0.98 | 0.39 | 0.30 | 0.12 |
| High-strength, intermediate modulus | 0.17 | 0.025 | 0.065 | 0.0094 | 1.52 | 1.14 | 0.45 | 0.43 | 0.17 |
| Low-strength, high modulus | 0.20 | 0.029 | 0.052 | 0.0075 | 1.63 | 1.25 | 0.49 | 0.33 | 0.13 |
| S-glass | 0.055 | 0.0080 | 0.0025 | 0.0036 | 1.99 | 0.28 | 0.11 | 0.13 | 0.051 |
| E-glass | 0.041 | 0.0059 | 0.018 | 0.0026 | 1.99 | 0.21 | 0.083 | 0.09 | 0.035 |
| Aramid | 0.073 | 0.011 | 0.025 | 0.0026 | 1.36 | 0.59 | 0.23 | 0.19 | 0.075 |
| Aluminum | ... | 0.069 | 0.010 | ... | 2.77 | ... | 0.25 | 0.098 | ... |
| Steel | ... | 0.19 | 0.028 | ... | 8.00 | ... | 0.24 | 0.094 | ... |

(a) In epoxy-resin matrix

Tab. 1.9 *Comparativa rigidezza/peso versus forma del materiale [4]*

Fig. 45 e Fig.46 mostrano cambiamenti tipici di proprietà in trazione e quando l'orientazione dei plies è cambiata.

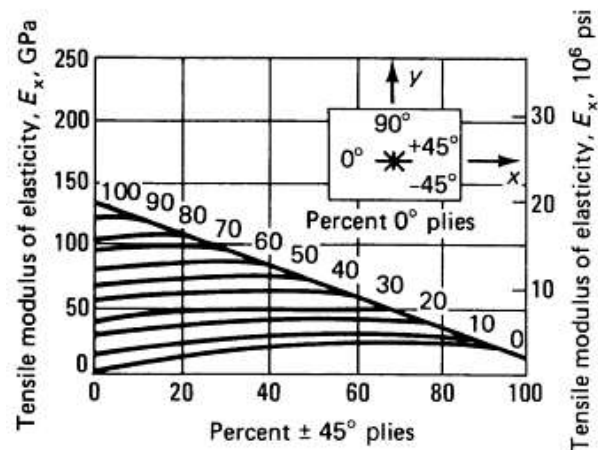


Fig. 1.45: *Modulo di elasticità a trazione di laminato carbon-epoxy a temperature ambiente [4]*

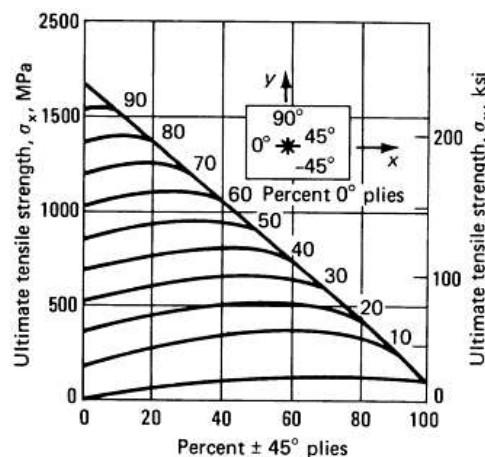


Fig. 1.46: *Carico di rottura a trazione di laminato carbon-epoxy a temperature ambiente [4]*

1.2.1.3 Prepreg per lay-up manuale o automatizzato e polimerizzazione a basse temperature e pressioni (out of autoclave)

Lo studio delle tecnologie che utilizzano preimpregnati per polimerizzazione fuori da autoclave è stato affrontato nei lavori precedenti [1] ed in breve si va ad elencarle:

1. Cura in sacco a vuoto (o termorestringente) + forno: il preimpregnato è polimerizzato in un forno, con applicazione solamente del vuoto e non di pressione esterna. Questo metodo necessita dell'utilizzazione di sistemi di resina modificati per evitare elevati contenuti di vuoti che si realizzerebbero a causa della scarsa compattazione.

2. Pressa calda: preimpregnati o laminati umidi vengono piazzati in uno stampo femmina. Un controstampo maschio va a compattare la parte con elevata pressione. Calore viene applicato attraverso resistenze elettriche o canali d'olio annegati nello stampo.

3. Expansion Tool Moulding: il laminato viene posizionato in uno stampo femmina avente basso coefficiente di espansione termica. Un controstampo maschio avente elevato coefficiente di espansione termica viene posizionato e l'insieme viene riscaldato. La differenza dei coefficienti di espansione termica risultano in pressione che viene applicata alla parte mentre viene polimerizzata.

In questa sezione andiamo a trattare i materiali che più adatti alla processabilità secondo la tecnologia di sacco a vuoto (o termorestringente) + forno, che andiamo a chiamare brevemente preimpregnati OoA.

Preimpregnati per processi Out of Autoclave

Pubblicazione di riferimento è [5], in cui viene riportata in modo ampio una esposizione del panorama dei preimpregnati di tipo out-of-autoclave (OoA) includendo i recenti sviluppi e numerosi datasheets dell'azienda di riferimento nel settore OoA che è Advanced Composites Group, insieme a Cycom.

Fin dai primi anni '90 materiali preimpregnati compositi hanno iniziato ad essere processati in forno e sacco a vuoto per la produzione di prototipi a basso costo e produzioni limitate come risposta ai classici processi in autoclave. La capacità di polimerizzazione a basse temperature di alcuni di questi materiali ha anche permesso l'utilizzazione di attrezzamenti a basso costo con significative ripercussioni sui costi dei prodotti finiti. Il preimpregnato ACG LTM45EL (LTM: Low Temperature Moulding) che fu utilizzato per applicazioni strutturali di secondaria responsabilità in campo aerospaziale e militare è un esempio di tali materiali OoA di prima generazione (anni 90). Esempi di applicazioni furono componenti di: lo SpaceShipOne, il WhiteKnightOne ed il Global Flyer della Scaled Composites' (Mojave, Calif.), l'unmanned combat aerial vehicle (UCAV) X45A della Boeing, il Darkstar della DARPA/Lockheed Martin's ed il Bird of Prey della McDonnell Douglas.



Fig. 1.47: Boeing X45A

Questi primi prepreg garantivano bassi costi grazie alle basse temperature di polimerizzazione in sacco a vuoto, ma non avevano né le caratteristiche meccaniche, né sufficientemente brevi tempi di ciclo necessari per la produzione industriale di parti.

Di una seconda generazione di resine con prestazioni maggiori sono esempio le ACG MTM45-1 e MTM46 (MTM: Medium Temperature Moulding) e Cycom 5215 che rappresentano negli anni 2005-2006 lo stato dell'arte dell'impregnazione di resina ed i materiali attualmente qualificati secondo gli standard aeronautici Nasa, Airbus e Boeing. Riportiamo in Tab. 10 e Tab. 11 le guide alla selezione dei materiali OoA di Advanced Composite Group.

| | HVR142 | HTA240 | MTM®44-1 | MTM®45-1 | MTM®46 | MVR®444 |
|-----------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|--------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Resin Type | Cyanate Ester | Toughened Epoxy | | | | Epoxy |
| Tg (maximum achievable after post-cure) | 250°C (480°F) | - | 190°C (374°F) | 180°C (356°F) | 180°C (356°F) | 190°C (374°F) |
| Out Life (at room temperature) | 14 days | 30 days | 21 days | 21 days | 60 days | 21 days |
| Key Feature(s) | Temperature resistant, inherently flame-retarded, liquid resin suitable for VARTM, RTM or RIFT injection moulding. Very low in-service moisture pick-up. | Good honeycomb peel strength and high service temperature capability. Fully compatible with MTM®44-1 OOA prepreps and co-curable with ACG's HTM® prepreps. | High toughness. High wet Tg for OOA and RFI processes. | Structural system with flexible cure capability. | Long outlife. Excellent hot/wet performance. Flexible cure capability | Low viscosity. Infusion from 70°C (158°F). Capable of 90°C (194°F) initial cure. Suitable for vacuum LRI. |
| Wet Tg | - | | 150°C (302°F) | 150°C (302°F) | 130°C (266°F) | 165°C (329°F) |
| Cure Schedule | | | | | | |
| Min. Cure Temp/Time | 180°C (356°F) 2 hours | 130°C (266°F) 4 hours | 130°C (266°F) 4 hours | 80°C (176°F) 20 hours | 80°C (176°F) 5 hours | 90°C (194°F) 20 hours |
| Max. Cure Temp/Time | 250°C (480°F) 2 hours | 180°C (356°F) 2 hours | 180°C (356°F) 2 hours | 180°C (356°F) 2 hours | 180°C (356°F) 1 hour | 180°C (356°F) 2 hours |
| Associated Technical Data Sheet | Not Applicable | | TDS1012 | Not Applicable | | |

Tab. 1.10 ACG Out-of-Autoclave/Infusion Structural Systems

| | | | | | | | | | | | ●●● = High | | |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------|----------------------------|-------------------------|---------------------|-----------|-------|------------|------------|-----|------|----------------|----------------|--|
| | Processing | | | | | | | | | | Properties | | |
| | Minimum cure temp. °C (°F) | Typical cure temp. °C (°F) | Post-cure temp. °C (°F) | Outlife @ RT (days) | Autoclave | Press | Vacuum bag | RFI/ZPREG® | RTM | Flow | Tg dry °C (°F) | Tg wet °C (°F) | |
| Epoxy | | | | | | | | | | | | | |
| LTM®26EL | 50 (122) | 60 (140) | 120 (248) | 5 | R | A | R | | | ● | 130 (266) | 90 (194) | |
| LTM®45-1 | 55 (131) | 65 (149) | 200 (392) | 5 | R | A | R | | | ● | 200 (392) | 120 (248) | |
| MTM®28 | 85 (185) | 120 (248) | 120 (248) | 30 | R | R | R | | | ● | 100 (212) | | |
| VTM®244FRB | 65 (149) | 120 (248) | 180 (356) | 21 | R | A | R | ZPREG® | | ●● | 180 (356) | 90 (194) | |
| MTM®46 | 80 (176) | 130 (266) | 180 (356) | 60 | R | R | R | RFI | | ●● | 190 (284) | 130 (266) | |
| MTM®45-1 | 80 (176) | 180 (356) | 180 (356) | 21 | R | A | R | RFI | | ●● | 186 (366) | 150 (302) | |
| MTM®44-1 | 130 (266) | 180 (356) | 180 (356) | 21 | R | A | R | RFI | | ●● | 190 (374) | 150 (302) | |
| MVR444 | 130 (266) | 180 (356) | 180 (356) | 14 | | | | | RTM | ●●● | 190 (374) | 165 (329) | |
| HVR142 | 100 (212) | 180 (356) | 230 (446) | 14 | | | | RFI/VARTM | RTM | ●●● | 250 (480) | X | |
| HTM®45 | 120 (248) | 180 (356) | 180 (356) | 21 | R | A | NR | | | ● | 195 (383) | 130 (266) | |
| Cyanate Ester | | | | | | | | | | | | | |
| LTM®110 | 70 (158) | 120 (248) | 300 (572) | 3 | R | NR | R | | | ●● | 330 (626) | X | |
| LTM®123 | 80 (176) | 80 (176) | 200 (392) | 3 | R | NR | R | | | ●● | 210 (410) | 120 (248) | |
| MTM®110 | 135 (275) | 135 (275) | 300 (572) | 30 | R | NR | NR | | | ●● | 330 (626) | X | |
| HTM®110 | 180 (356) | 180 (356) | 300 (572) | 30 | R | NR | NR | | | ●● | 330 (626) | X | |
| HTM®143 | 180 (356) | 180 (356) | 250 (482) | 30 | R | NR | NR | | | ●● | 250°C (480°F) | X | |
| BMI | | | | | | | | | | | | | |
| HTM®552 | 190 (374) | 190 (374) | 240 (464) | 30 | R | A | NR | | | ●●● | 282 (539) | | |
| Key: LTM = Low Temperature Cure Matrix MTM = Medium Temperature Matrix HTM = High Temperature Matrix VTM = Variable Temperature Matrix VTF = Variable Temperature Film MVR = Medium VARTM Resin FR = Flame Retardant B = Black VARTM = Vacuum-Assisted Resin Transfer Moulding RFI = Resin Film Infusion | | | | | | | | | | | | | |

R = Recommended A = Acceptable NR = Not Recommended
 X = None ● = Low ●● = Medium ●●● = High

Tab. 1.10 ACG Structural Product Selector Chart

Un'importante osservazione può essere fatta riguardo ai costi di produzione di strutture in materiale composito nel settore aeronautico nei casi di processo in

autoclave e fuori da autoclave. Strutture complesse in composito di un velivolo caccia F18 costarono circa 3.400 Euro/Kg, e del velivolo F22 circa 5.600 Euro/Kg, mentre i materiali grezzi con cui furono costruiti costarono rispettivamente 150 Euro/Kg e 425 Euro/Kg. E' chiaro che i costi maggiori nel campo dei materiali compositi nel campo aerospaziale riguardino il processo di fabbricazione e non i materiali utilizzati. L'utilizzazione di preimpregnati della famiglia LTM di ACG per la realizzazione di prototipi aerospaziali comportò una forte ripartizione dei costi come si può osservare in Fig. 48, a causa della possibile utilizzazione di attrezzaggi meno costosi. Per produzioni di serie il bilancio dei costi si sposterà ovviamente verso una ulteriore diminuzione dei costi di attrezzaggio ed un' aumento dei costi dei materiali.

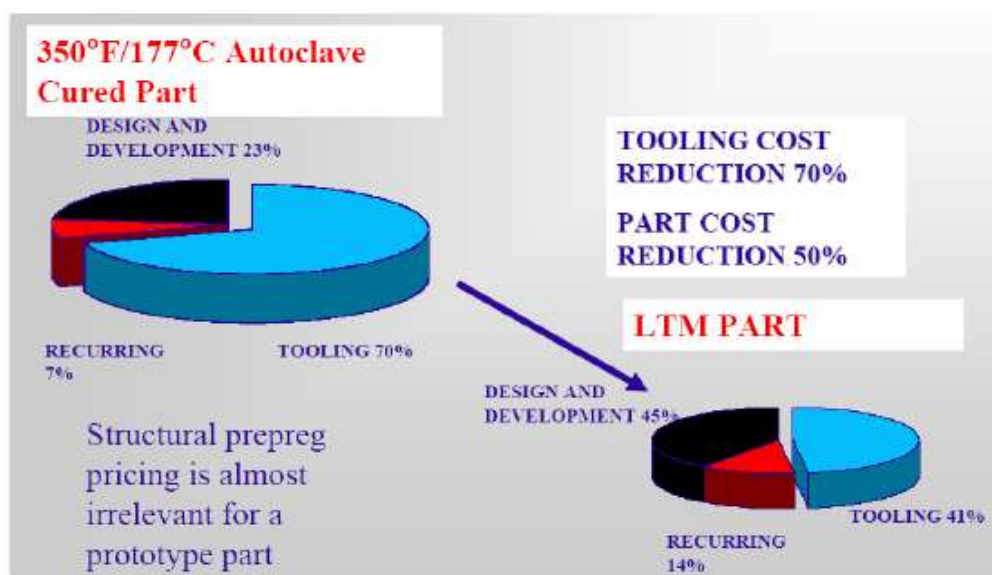


Fig. 1.48: Riduzione di costi portata dall'utilizzazione di preimpregnati LTM di tipo OoA per la realizzazione di prototipi [5]

Mentre l'LTM45EL offriva proprietà meccaniche minori dei classici preimpregnati termindurenti a causa di inaccettabili elevati livelli di porosità, la nuova generazione di resine per preimpregnati OoA garantisce una produzione dalle ottime proprietà meccaniche paragonabili a quelle dei migliori compositi prodotti in autoclave.

La seconda generazione di preimpregnati OoA (2005-2006)

In Tab. 87 sono riassunte alcune delle principali proprietà della seconda generazione di preimpregnati e resine per applicazioni OoA. In Fig. 100 è mostrato un confronto in termini di tenacità e resistenza a compressione dopo impatto (secondo normativa SACMA SRM1) tra i preimpregnati OoA in questione ed alcuni dei più comuni preimpregnati da autoclave (Hexcel 8552/IM7, Cytec 977-3/IM7, Hexcel 3501-6/AS4) o da out of autoclave (Cytec 5215/AS4) in commercio. Si noti che i dati riportati in Fig. 100 non sono direttamente comparabili a causa della diversità di tipo di fibra di rinforzo, grammatura, contenuto in resina e metodo di prova utilizzato. In ogni modo i dati dimostrano in modo chiaro come la

MTM45 (e MTM45-1) dia proprietà di resistenza a compressione dopo impatto simili alle resine epossidiche con buona tenacità quali l'Hexcel 8552 o la Cytec 977-3 che sono comunemente usate in strutture aeronautiche militari. La MTM45-1 è una variante ad alta viscosità della MTM45 formulata per permettere che film di resina non-supportati siano utilizzati per produzioni RFI (Resin Film Infusion), che rappresenta ad oggi la forma standard di prodotto che insieme ai preimpregnati offrono una elevata robustezza in termini di processabilità. Questi materiali sono capaci di una temperatura di servizio in condizione umide di 120°C. MTM 44-1 presenta una out life maggiore e maggiore tenacità rispetto al MTM45-1 ed è certificata per l'utilizzazione in strutture aeronautiche avendo ricevuto la qualificazione da Airbus: "Advanced Composites Group (ACG), part of the Composites Division of Umeco plc, announced on July 16, 2008 that Airbus has confirmed the qualification of the Group's first 'Out-Of-Autoclave' preimpregnated advanced composite material, specifically MTM®44-1, for structural applications" [7]. Jon Mabbitt, Managing Director dei Advanced Composites Group, ha affermato: "We are extremely proud to receive these qualifications from Airbus for our ground breaking Out-Of-Autoclave advanced composite materials. This new technology allows larger structures to be constructed for aerospace, automotive and wind applications. The strength-to-weight ratios mean that, in the longer term, these

materials could have environmental benefits for transport through greater fuel efficiency.” MTM46 è un materiale di minor costo progettato per l'utilizzo in aeromobili subsonici in cui la massima temperatura di servizio con umidità sia di 80°C. Mentre alcuni di questi materiali sono stati formulati per differenti bilanciamenti di proprietà, tutti condividono la stessa capacità di produrre strutture con contenuti minimi di porosità con processi di forno e sacco a vuoto.

Ad oggi la tendenza comunemente sostenuta è che la nuova generazione di preimpregnati di tipo OoA, dei quali l'MTM45 è il primo, garantirà la possibilità del passaggio da produzione in piccola serie a media senza cambiamento di materiale ed offrendo sostanziali riduzioni dei costi.

| Resin | Form | OVBC capability | Wet service | Comments |
|---------|-------------------------------------------------|-------------------------------------------|-----------------|---------------------------------------------------|
| MTM45 | Prepreg, 12-14 day tack life 21 day out life | 180°F – 350°F Cure (82°C – 177°C) Cure | >250°F (>121°C) | Tough 121°C/wet system |
| MTM45-1 | Prepreg 10-12 day tack life 21 day out life | 180°F – 350°F Cure (82°C – 177°C) Cure | >250°F (>121°C) | Higher viscosity variant of MTM45. Also RFI film. |
| MTM44-1 | Prepreg, 21 day tack life and out life | 270°F – 350°F Cure (132°C – 177°C) Cure | >250°F (>121°C) | Increased tack life version of MTM45-1 |
| MTM46 | Prepreg, >60 day out life | 180°F – 270°F Cure (82°C – 132°C) Cure | >220°F (>104°C) | Lower cost than MTM45, MTM45-1, Lower toughness |

Tab. 1.11: Seconda generazione di preimpregnati OoA [5]

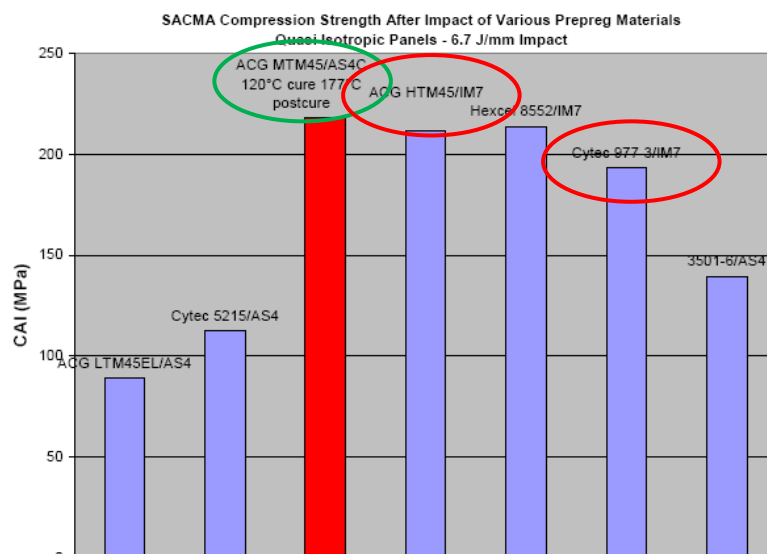


Fig. 1.49: Resistenza a compressione dopo impatto [5]

Per qualificare questi nuovi materiali per l'utilizzo in strutture aeronautiche di classe B è stato necessario fornire i dati di proprietà meccaniche secondo le metodologie del programma NCAMP della NASA, che prevede che i dati vengano resi pubblici. I dati che si andranno a riportare sono quindi i pochi disponibili circa i materiali per OoA in quanto generalmente vengono considerati dalle aziende trasformatrici segreti industriali. Si riporta Tab. 12 un confronto tra le caratteristiche meccaniche di compositi unidirezionali di carbonio in resina Cycom 5215 da OoA e resina epossidica tradizionale di prima generazione:

| Property | Test method | Tape G30-500 | | Fabric G30-500-6K-5HS | |
|------------------------------------------------------------------|-----------------|------------------------------------------------------------------|-----------------------------|------------------------------------------------------------------|-----------------------------|
| | | ^a Properties of 1st generation 350°F cure epoxy | ^b Cycom® 5215 | ^a Properties of 1st generation 350°F cure epoxy | ^b Cycom® 5215 |
| Tg (°F) (Dry) (Wet) ^c | SACMA 18R-94 | 350 250 | 377.6 331.0 | 350 250 | 366.1 328.0 |
| SBS (Ksi) RT (Dry) 250°F (Dry) 250°F (Wet) ^d | ASTM D2344 | 15.0 9.0 7.5 | 15.5 10.0 8.7 | 8.5 6.5 2.5 | 8.0 7.1 4.4 |
| 0° Compression (Ksi) RT (Dry) 250°F (Dry) | SACMA 1R-94 | 205.0 145.0 | 210.1 175.0 | 67.5 45.0 | 104.9 76.9 |
| Tensile strength (Ksi) RT (Dry) | SACMA 4R-94 | 200.0 | 297.0 | 75 | 95.0 |
| CAI (Ksi) at 1500 in. -lb./in. | SACMA 2R-94 | 17.5 | 16.0 | 25.0 | 23.7 |
| Cured panel resin content (%) | | — | 36 | — | 40 |
| Cured ply thickness (mil) | | — | 6.2 | — | 16.0 |

^a This data is based on MY720/4,4'-DDS on G30-500 fiber after standard cure cycle = 2 hours at 350°F, under 85 Psi.

^b Cure cycle: 14 hours at 150°F (66°C) under vacuum bag only pressure, followed by the free-standing post-cure at 350°F (177°C) for 2 hours.

^c 48 hour water boil

^d 24 hour water boil

Tab. 1.12: Confronto tra proprietà meccaniche di composito OoA e tradizionale in autoclave [6]

Anche se propri di caratteristiche meccaniche simili, ed in alcuni aspetti superiori ai tradizionali materiali da cura in autoclave, i prepreg OoA di seconda generazione non possono essere considerati ancora prestazionalmente equivalenti, ma risultano tutt'oggi utilizzati per applicazioni di medio-elevata responsabilità strutturale. Di caratteristiche simili e di qualificazione strutturale Airbus è la già citata MTM44-1 con cui è stata realizzata una struttura scatolata d'ala di elevata responsabilità strutturale (Fig. 50) per i suoi maggiori partner partners (Alenia, Dassault Aviation, SAAB and Stork Fokker AESP).

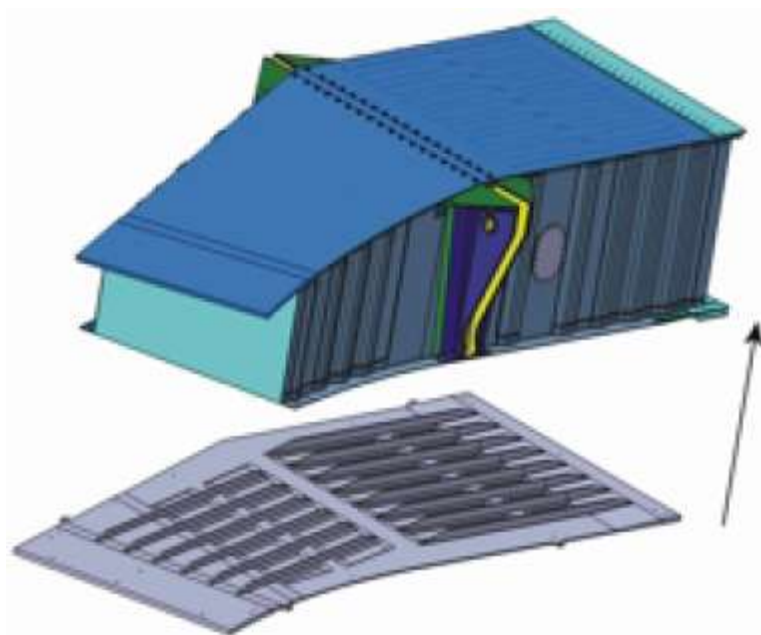


Fig. 1.50: Scatolato strutturale in ACG MTM44-1

Grande limite di utilizzo dei prepreg OoA di seconda generazione è la non utilizzabilità con macchine di automated lay-up a causa del tipo di impregnazione e caratteristiche di drappabilità e appiccicosità che non ne permettono una deposizione appropriata.

Sviluppo del processo di polimerizzazione out of autoclave per prepreg di seconda generazione

MTM45 e MTM45-1 sono sistemi di resina che ammettono un grande range di cicli di polimerizzazione. In modo da rendere i dati ampiamente maneggiabili vengono considerati tre diversi cicli di cura che qui vengono brevemente elencati (si veda [5]):

1. Ciclo “MH”: Cura a media temperatura (da 79°C a 121°C)/Postcura ad elevata temperatura (177°C)
2. Ciclo “LH”: Cura a bassa temperatura (82°C)/Postcura ad elevata temperatura (177°C)
3. Ciclo “M”: Cura a media temperatura (121°C)

Le successive messe a punto del processo di polimerizzazione hanno portato alla standardizzazione di un processo ottimale (ACGP 1001 di Advanced Composite Group) che è stato utilizzato per la produzione dei provini per tutte le prove a seguire. In Fig.51 è mostrato l’attrezzaggio di sacco a vuoto per la polimerizzazione dei pannelli utilizzati nei test.

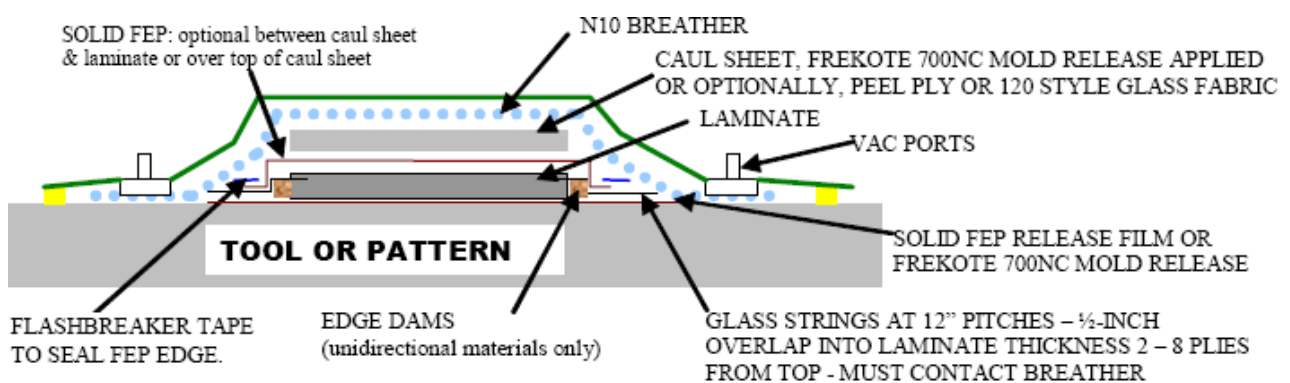


Fig. 1.51: Tipico attrezzaggio di sacco a vuoto per laminato OoA da sottoporre a prove [5]

La Fig. 52 mostra gli effetti del livello di vuoto sul contenuto di vuoto nel laminato polimerizzato. Il materiale utilizzato è stato tessuto wave di fibra di carbonio tipo AS4C 6K con armatura satin 5 impregnato con MTM45 al 36% di resina in peso. E' utilizzato il ciclo di cura “M”. L'importanza del raggiungimento di buoni livelli di vuoto per un'ottima estrazione dell'aria intrappolata nella deposizione del preimpregnato durante il processo di cura è evidente. Secondo la ACGP 1001 il minimo livello di vuoto richiesto è di circa 28”Hg, con lievi correzioni in funzione della pressione atmosferica del sito di produzione.

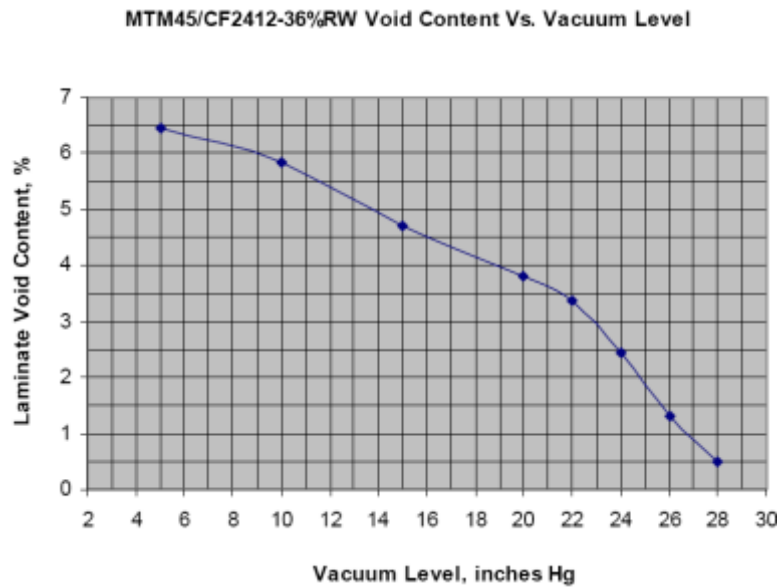


Fig. 1.52: Contenuto di vuoto in funzione del livello di vuoto [5]

Architettura del rinforzo, impregnazione dei prepreg e viscosità della resina

L'architettura del rinforzo e la viscosità della resina sono fattori importanti per quanto riguarda l'impregnazione del preimpregnato (per una trattazione più approfondita si veda [5]). Per un'ottimizzazione del processo di impregnazione si è prodotta una variante della MTM45, la MTM45-1, che differisce dalla prima per una maggiore viscosità (Fig. 53). Le Fig. 54 e Fig. 55 mostrano l'andamento del profilo di viscosità durante l'esecuzione della polimerizzazione a 121°C con indugio a 79°C.

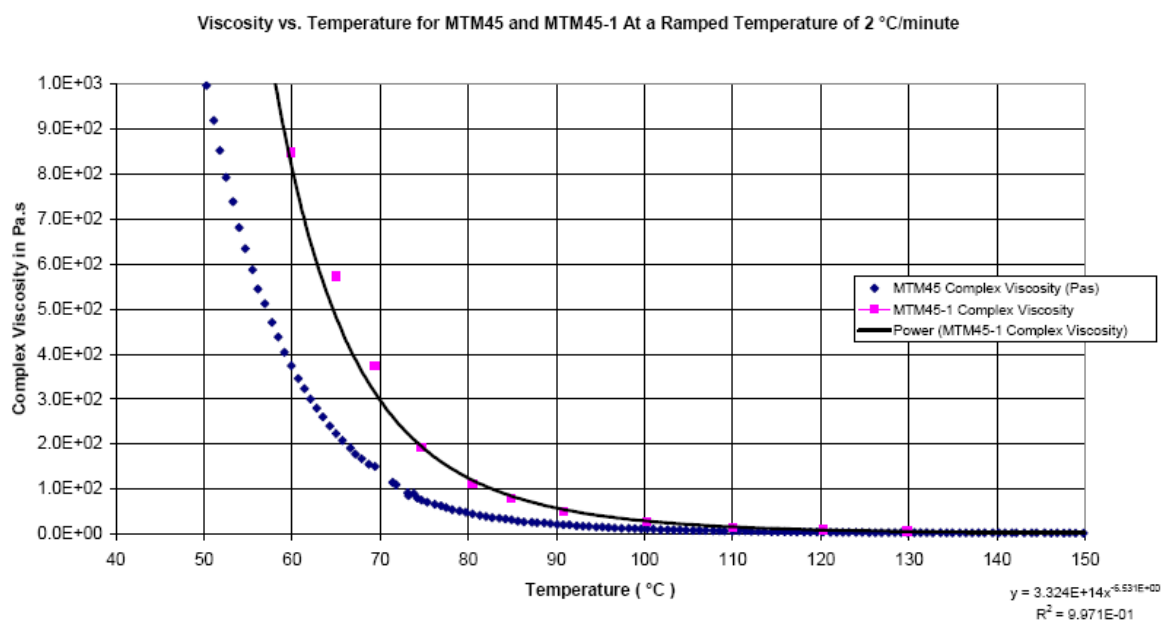


Fig. 1.53: Confronto della viscosità dinamica di MTM45 e MTM45-1[5]

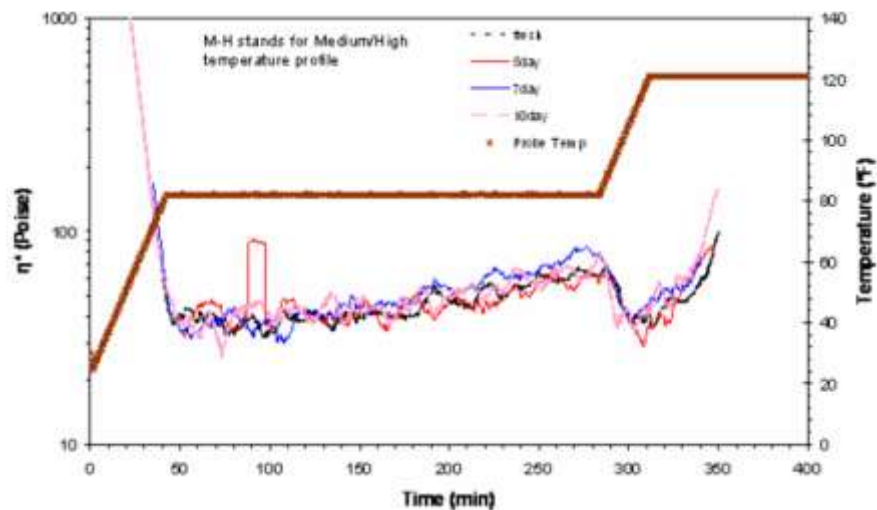


Fig. 1.54: Profilo di viscosità di MTM45 [5]

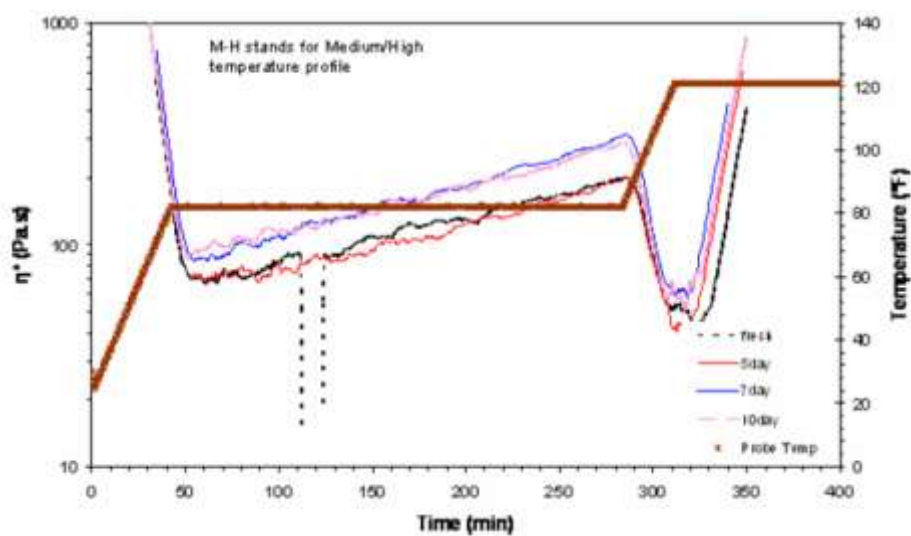


Fig. 1.55: Profilo di velocità MTM45-1 [5]

Le seguenti microsezioni dimostrano l'importante miglioramento di qualità del laminato raggiunto grazie all'utilizzazione di preimpregnati MTM45-1.



Fig. 1.56: MTM45/7781 E-glass preimpregnato con ciclo di polimerizzazione "M" [5]



Fig. 1.57: MTM45-1 sided glass preimpregnato con ciclo di polimerizzazione “MH” [5]

I laminati di prova sono stati realizzati con diversi tipi di fibra di rinforzo, quali fibra di carbonio, E glass, S2 glass e Astroquartz 3.

Lavoro di scale-up

In ottica di una comprensione dei fenomeni di effetto scala circa il contenuto di vuoto presente in pannelli di diverse dimensioni soggetti a processi simili sono state effettuate delle prove su pannelli di diverse dimensioni. La resina utilizzata è stata MTM45 e MTM45-1 con rinforzi unidirezionali di carbonio preimpregnato e tessuto di carbonio preimpregnato. Garantendo il minor contenuto di vuoti pannelli sono stati polimerizzati secondo il ciclo “MH”. In Tab. 13 sono riportati i risultati delle prove.

| Panels Made | | | | | | | | | | | | | | | |
|-------------------------|---------------|-------------|---------------|-----|---------|---------------|-----|--------|------|-----------|---------|--------|--------|--------|--------------|
| Item | Status Update | ID | Approx Void % | At | Resin | Reinforcement | RW | Impreg | Cure | Dwell, °F | Staging | L, in. | W, in. | Debulk | Other |
| 1 | 12/29/04 | MP2638 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | Fresh | 36 | 24 | Yes | |
| 2 | 12/29/04 | MP2639 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 50/50 | LH | 175 | Fresh | 36 | 24 | Yes | |
| 3 | 12/29/04 | MP2640 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| 4 | 12/29/04 | MP2641 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | |
| 5 | 12/29/04 | MP2642 | 2+ | Inc | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 38 | 22 | Yes | |
| 6 | 12/29/04 | MP2643 | 2+ | Inc | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | LH | 175 | 7 day | 38 | 22 | Yes | |
| 7 | 12/29/04 | MP2663 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 100/0 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| 8 | 12/29/04 | MP2664 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 100/0 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | |
| 9 | 12/29/04 | MP2665 | 5 | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 100/0 | MH | None | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| 10 | 12/29/04 | MP2666 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 100/0 | MH | None | 7 day | 48 | 36 | Yes | |
| 11 | 12/29/04 | MP2667 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | Mesh |
| 12 | 12/29/04 | MP2669 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | |
| 13 | 12/29/04 | MP2669 | 2+ | Inc | MTM45 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | |
| 14 | 12/29/04 | MP2680 | >2681 | ACC | MTM45-1 | CF2412 | 36% | 100/0 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| 15 | 12/29/04 | MP2691 | 2% | ACC | MTM45-1 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| 16 | 12/29/04 | MP2692 | 1.34 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 38 | 22 | Yes | |
| 17 | 12/29/04 | MP2693 | 0.31 | ACC | MTM45-1 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 175 | Fresh | 38 | 22 | Yes | |
| 18 | 12/29/04 | MP2694 | 7+ | ACC | MTM45-1 | GF0103 | 35% | 100/0 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| Suggestions Made To ACC | | | | | | | | | | | | | | | |
| Item | Status Date | ID | Void % | At | Resin | Reinforcement | RW | Impreg | Cure | Dwell, °F | Staging | L, in. | W, in. | Debulk | Other |
| 19 | 29-Dec-04 | MP2680 | >2681 | ACC | MTM45-1 | CF2412 | 36% | 100/0 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| 20 | 29-Dec-04 | MP2691 | 2% | ACC | MTM45-1 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| 21 | 29-Dec-04 | MP2692 | 1.34 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 38 | 22 | Yes | |
| 22 | 29-Dec-04 | MP2693 | 0.31 | ACC | MTM45-1 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 175 | Fresh | 38 | 22 | Yes | |
| 23 | 29-Dec-04 | MP2694 | 7+ | ACC | MTM45-1 | GF0103 | 35% | 100/0 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | Yes | |
| 24 | 5-Jan-05 | LTCP-ACC-5 | 0.565 | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | mesh |
| 25 | 13-Jan-05 | LTCP-ACC-10 | TBD | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | |
| 26 | 13-Jan-05 | TBD | TBD | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | TBD | |
| 27 | 13-Jan-05 | TBD | TBD | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | TBD | |
| 28 | 13-Jan-05 | TBD | TBD | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | TBD | |
| 29 | 13-Jan-05 | LTCP-ACC-11 | TBD | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | Peel Ply |
| 30 | 13-Jan-05 | TBD | TBD | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | TBD | Peel Ply |
| 31 | 13-Jan-05 | TBD | TBD | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | TBD | 120 glass |
| 32 | 13-Jan-05 | TBD | TBD | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | TBD | 120 glass |
| 33 | 5-Jan-05 | LTCP-ACC-7 | 1.49 | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 160 | 7 day | 48 | 36 | No | |
| 34 | 20-Jan-05 | LTCP-ACC-8 | 0.60 | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 160 | 7 day | 48 | 36 | No | |
| 35 | 7-Mar-05 | LTCP-ACC-1 | 0.29 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 160 | 7 day | 38 | 22 | Yes | |
| 36 | 11-Mar-05 | LTCP-ACC-6 | 0.43 | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | No | |
| 37 | 10-Jan-05 | LTCP-ACC-2 | 0.82 | ACC | MTM45-1 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | 80 °C | |
| 38 | 10-Jan-05 | LTCP-ACC-3 | 1.78 | ACC | MTM45-1 | CF2412 | 36% | 100/0 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | 80 °C | |
| 39 | 10-Jan-05 | LTCP-ACC-4 | 1.42 | ACC | MTM45-1 | CF2412 | 36% | 50/50 | MH | 175 | Fresh | 48 | 36 | None | |
| 40 | 21-Jan-05 | LTCP-ACC-9 | 0.46 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 160 | 7 day | 38 | 22 | No | |
| 41 | 20-Jan-05 | LTCP-ACC-12 | 0.74 | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 160 | 7 day | 48 | 36 | No | |
| 42 | 17-Mar-05 | LTCP-ACC-13 | 0.42 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 160 | 7 day | 38 | 22 | Yes | |
| 43 | 20-Jan-05 | LTCP-ACC-14 | 0.69 | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 100/0 | MH | 160 | Fresh | 48 | 36 | No | |
| 44 | 31-Jan-05 | LTCP-ACC-15 | 1.23 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 160 | Fresh | 38 | 22 | Yes | |
| 45 | 1-Mar-05 | LTCP-ACC-16 | 0.74 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 160 | 7 day | 38 | 22 | No | |
| 46 | 1-Mar-05 | LTCP-ACC-17 | 2.14 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 160 | Fresh | 38 | 22 | No | |
| 47 | 18-Feb-05 | LTCP-ACC-18 | 0.55 | ACC | MTM45 | CF2408 | 36% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 48 | 36 | Yes | mesh |
| 48 | 30-Mar-05 | LTCP-ACC-19 | 0.123 | ACC | MTM45 | 6K-SHS | 36% | 100/0 | MH | 160 | 7 day | 48 | 36 | Yes | Airbleed 120 |
| 49 | 30-Mar-05 | LTCP-ACC-20 | 0.047 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 160 | 7 day | 38 | 22 | Yes | Airbleed 120 |
| 50 | 30-Mar-05 | LTCP-ACC-21 | 0.317 | ACC | MTM45 | AS4C-145 | 32% | 50/50 | MH | 175 | 7 day | 38 | 22 | Yes | Airbleed 120 |

Tab. 1.13: Sommario dei risultati delle prove per effetto scala [5]

I risultati delle prove dimostrano come il contenuto di vuoto per pannelli anche di grandi dimensioni non superi generalmente il 2%, anche se risulta molto maggiore che per pannelli piccoli. Per un’ottimizzazione del processo vari parametri devono essere caso per caso ottimizzati.

Terza generazione di preimpregnati OoA in via di certificazione (Cycom)

Nel 2007 la Non-Autoclave Initiative cofondata da DARPA-Boeing e AFRL stabilì l’obiettivo di sviluppare sistemi materiali OoA che potessero garantire le stesse prestazioni degli attualmente qualificati materiali da autoclave. ACG propose MTM45-1 e MTM-46, Cytec con Cycom X5320. Boeing valutò sperimentalmente le tre formulazioni di resina e giudicò conforme alle specifiche solamente il Cytec X5320 che dal 2008 è commercializzato col nome commerciale Cycom 5320.

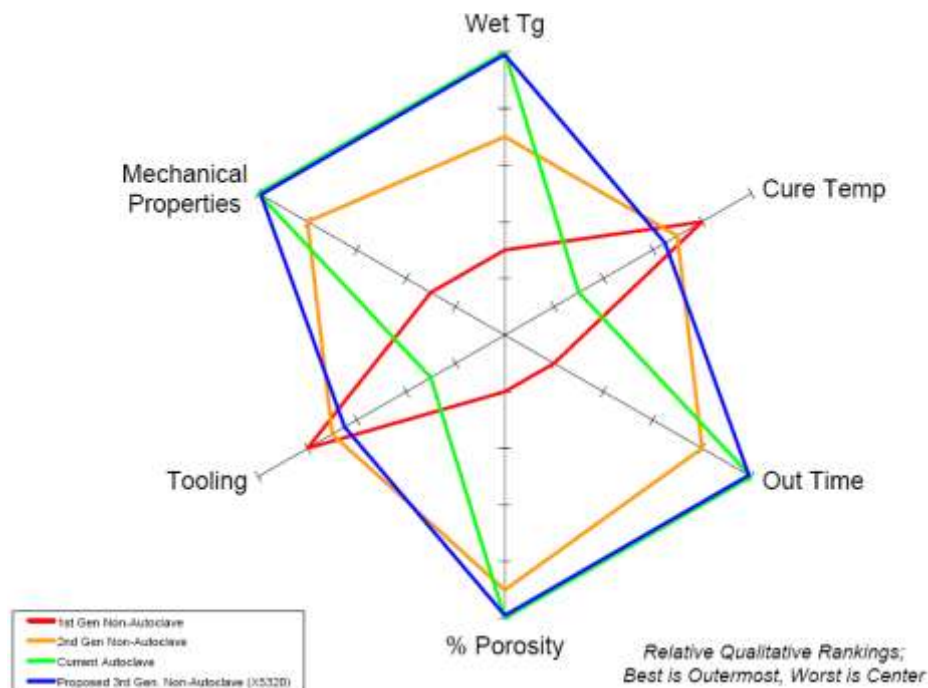
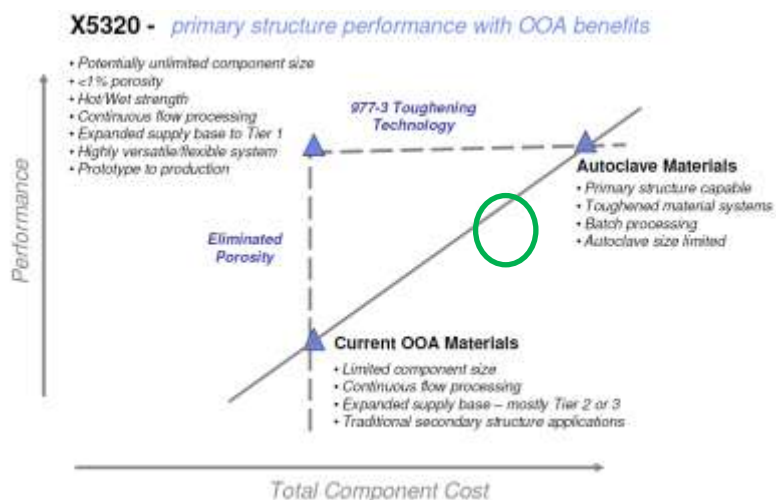


Fig. 1.58: Obiettivi per la terza generazione di OoA prepreg (Boeing): Rosso ACG LTM 45, Giallo ACG MTM 45, Verde Cytec X5320



| | Current | | X5320 |
|-------------------------|-----------|-----|-------|
| | Autoclave | OOA | |
| Large scale components | ✗ | ✓ | □ |
| Primary structure | ✓ | ✗ | □ |
| Continuous flow process | ✗ | ✓ | □ |
| Hot/Wet strength | ✓ | ✗ | □ |
| Eliminates porosity | ✓ | ✗ | □ |
| Automation | ✓ | ✗ | □ |

| Gaps Today | Specific Limitation | Target |
|------------------------|---------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------|
| Mechanical performance | secondary structure | primary |
| Porosity | <4% | <1% |
| Tack/Handling | <10 days | 30 days |
| Component size | geometry and dimension limited | unlimited |
| Versatility | lengthy low temp cure varying properties w/cure poor green strength | <12hr initial consistent excellent |

Fig. 1.59. Obiettivi progettuali Cytec X5320, in evidenza i limiti dei prepreg OoA di seconda generazione

I prepreg OoA di terza generazione risultano di grande interesse per produzioni di componenti strutturali di elevata responsabilità strutturale in media serie grazie anche alla loro compatibilità alle tecniche di deposizione di tipo automatizzato ATL e Fiber placing.

Ad oggi quindi alcuni dei materiali per processi OoA più promettenti e commercialmente pubblicizzati sono sicuramente i preimpregnati Cycom 5320 che, partendo dalle già buone qualità del più noto Cytec 977-3, hanno raggiunto elevate proprietà tali da essere utilizzate da Boeing per la fabbricazione di parti strutturali con sacco a vuoto e polimerizzazione in forno (Fig. 60).

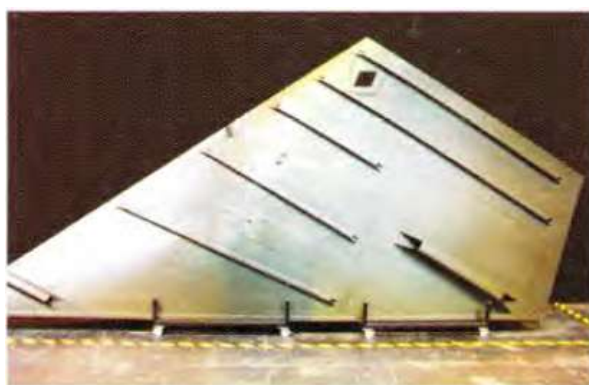


Fig. 1.60: *Struttura prototipale di ala Boeing in Cycom 5320*

Altri sistemi di materiale out of autoclave

I rinforzi utilizzati per questi tipi di applicazioni sono gli stessi utilizzati in applicazioni con cura in autoclave. Importanti modifiche devono essere fatte per quanto riguarda i sistemi di resina. Si vanno a riportare una serie di resine di consolidata applicazione in casi di cura fuori da autoclave; le prime tre sono elencate come punto di riferimento nel settore delle resine e la loro presenza come candidate per applicazioni fuori da autoclave passa per la possibilità di poterne modificare le proprietà di polimerizzazione con additivi. Le seconde tre possono essere polimerizzate a temperature vicine a quella ambiente, a bassa pressione.

- Cycom 977-2. Prepreg epossidico modificato. Alta tenacità e flusso controllato. Applicazioni aerospaziali e spaziali consolidate

-
- Cycom 977-3. Prepreg epossidico modificato. Temperatura di servizio maggiore rispetto alla 977-2 con eccellenti proprietà di resistenza alle elevate temperature e umidità. Applicazioni aerospaziali e spaziali consolidate
 - Cycom 754. Resina epossidica modificata. Progettata per polimerizzazione in vacuum bag a bassa temperatura. Può essere polimerizzata con applicazione di pressione se richiesto. Utilizzata in sistemi marini.
 - HexPly 8552. Resina epossidica con elevate caratteristiche di tenacità utilizzata per strutture aerospaziali.
 - Estere viniliche. Comunemente usate per processi VARTM. Polimerizzazione in temperatura ambiente, ma scarsa adesività alle fibre in caso di condizioni di funzionamento ad elevata temperatura.
 - 404 Resine Isoftaliche. Appartengono alla famiglia delle resine polimerizzabili a temperatura ambiente chiamate poliestere isoftaliche.

Si riporta in Tab. 16 una matrice decisionale di aiuto nella scelta del processo fuori autoclave utilizzabile per la realizzazione di parti, redatta come conclusione di valutazioni tecnico economiche riportate in [9].

| | <u>Cycle time (Part Count)</u> | <u>Tool and Equipment Cost</u> | <u>Part Configuration Limitations</u> | <u>Labor / Manpower</u> | <u>Material Range</u> | <u>Skill Level</u> |
|------------------------|------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------|---------------------------------------------------------|--------------------|
| Autoclave (baseline) | High cycle time, cures many parts at a time | \$100,000 - \$20,000,000 | Limited by autoclave size | Relatively low, but skilled, maintenance cost | Highly versatile | E4-E5 |
| RTM | Medium cycle time | Matched metal tooling, press – cheaper than autoclave | Difficulty with complex parts (i.e. cavities) | Resin clogging cleanup and press maintenance | Requires lower viscosity resins | E2-E3 |
| VARTM | Medium cycle time | Oven, limited tooling (one side) – cheaper than RTM | Difficulty with complex parts (i.e. cavities) | Resin clogging cleanup | Requires lower viscosity resins | E2-E3 |
| Compression Molding | Medium to high cycle time, only a few parts per mold | Medium | Simple geometry only | Low maintenance | Relatively versatile | E2 |
| Expansion Tool Molding | High cycle time – one or very few parts per mold | Medium to high | Simple geometry only | Low maintenance | Relatively versatile | E2-E3 |
| Filament Winding | High – a few parts per mandrel at best | Medium | Convex surfaces only | Low maintenance | Continuous fibrous materials only | E4-E5 |
| Pultrusion | Lowest – very rapid part production | Medium to low | Constant cross-sections only | Medium to high maintenance | Continuous fibrous materials only | E2 |
| E-beam | Possibly very low cycle time | High, at present | Technology in development | High maintenance, at present | Continuous fibrous materials only | E4-E5* |
| UV | Possibly very low cycle time | High, at present | Technology in development – “chain curing” may allow for complex geometries [10] | High maintenance, at present | Continuous fibrous materials only | E4-E5* |
| UTL | Possibly very low cycle time | High initial investment | Technology in development – can be combined with other processes for in-situ curing | Low to medium expected maintenance | Highly versatile | E4-E5* |
| Vacuum Bag Cure | Same cycle time as autoclave, but higher part count | Oven, vacuum source – cheaper than autoclave | In development – comparable to autoclave | Lower maintenance | Requires modified materials to achieve low void content | E4-E5* |

Tab. 1.16: Matrice decisionale per la scelta di processi out of autoclave

Per skill level si intende il livello di maturità della tecnologia:

- E1: College Hire 0-3 years experience or equivalent
- E2: Skilled Engineer 2-7 years
- E3: Journeyman Engineer 7-15 years
- E4: Senior Engineer 15-25 years
- E5: Lead Engineer 20+ years

Si riportano da [10] le caratteristiche meccaniche misurate sperimentalmente di composito ibrido carbonglass/epoxy realizzato con laminazione di preimpregnati, sacco a vuoto e polimerizzazione in forno. I pannelli consistono in sandwich di pelli di carbonio tra fibra di vetro. Il preimpregnato di carbonio (fibre unidirezionali IM7) e di vetro (tessuto AS4-8) con resina MTM45-1 epossidica ad elevate caratteristiche meccaniche di tenacità prodotta da Advanced Composite Group Inc., i quali preimpregnati hanno ricevuto la qualificazione di preimpregnati adatti all'uso aerospaziale da Airbus. Si riportano i risultati sperimentali.

| | Specimen | Density of composite (g/cc) | Fiber volume fraction (%) | Average fiber volume fraction (%) |
|--------------|----------|-----------------------------|---------------------------|-----------------------------------|
| Carbon/Epoxy | 1 | 1.5119 | 61.54 | 60.97 |
| | 2 | 1.5175 | 60.13 | |
| | 3 | 1.5143 | 61.25 | |
| Glass/Epoxy | 1 | 1.8771 | 50.46 | 50.50 |
| | 2 | 1.8942 | 49.38 | |
| | 3 | 1.8865 | 51.68 | |

Tab. 1.17: Frazione in volume di fibra

| | Modulus (GPa) | | ν_{12} |
|------------------|------------------|------------------|------------|
| | E_1 | E_2 | |
| Carbon/Epoxy | 86.49 ± 0.35 | 83.54 ± 0.74 | 0.05 |
| Glass/Epoxy | 26.71 ± 0.69 | 20.39 ± 0.87 | 0.15 |
| Hybrid composite | 64.64 ± 1.08 | 47.84 ± 0.94 | 0.07 |

Tab. 1.18: Moduli elastici e di Poisson

| | Strength (MPa) | | Failure strain (%) | |
|------------------|----------------|---------------|--------------------|-----------------|
| | σ_{UL} | σ_{UT} | ϵ_{UL} | ϵ_{UT} |
| Carbon/Epoxy | 1379 ± 65 | 1374 ± 47 | 1.55 ± 0.08 | 1.61 ± 0.05 |
| Glass/Epoxy | 478 ± 32 | 370 ± 49 | 2.06 ± 0.11 | 1.99 ± 0.04 |
| Hybrid composite | 990 ± 37 | 774 ± 82 | 1.68 ± 0.07 | 1.73 ± 0.05 |

Tab. 1.19: Risultati della prova di trazione

| | Flexural strength (MPa) | | Strain to failure (%) | |
|------------------|-------------------------|----------------|-----------------------|------------------|
| | σ_{ULF} | σ_{UTF} | ϵ_{ULF} | ϵ_{UTF} |
| Carbon/Epoxy | 1175 \pm 74 | 1305 \pm 59 | 1.54 \pm 0.09 | 1.72 \pm 0.10 |
| Glass/Epoxy | 765 \pm 44 | 555 \pm 48 | 3.02 \pm 0.04 | 2.91 \pm 0.12 |
| Hybrid composite | 1038 \pm 76 | 963 \pm 67 | 3.47 \pm 0.06 | 3.41 \pm 0.07 |

Tab. 1.20: Risultati della prova a flessione

Hexcel sta invece promuovendo il suo nuovo prodotto di punta OoA HexPly M56 per applicazioni strutturali. Altro importante promotore di materiali per processi di tipo OoA è Quickstep Technologies Pty Ltd (north Coogee, Western Australia), di cui si cita una pubblicazione [11] che dimostra i benefici del processo di stampaggio e polimerizzazione OoA Quickstep nell'utilizzazione dei materiali da OoA convenzionali.

1.2.1.4 Automated tape laying

Il processo

Allorquando il lay-up di prepreg non venga effettuato manualmente, ma in modo automatizzato si parla di tecnologia di automated tape laying, che consiste nella deposizione del materiale preimpregnato, sottoforma di nastro, per mezzo di un apposita testa robotizzata, montata su di un ponte CNC a 4 assi (per applicazioni piane) o 5 assi (per applicazioni di forma) o su di un braccio antropomorfo.

Il processo si svolge nel seguente modo: il ponte (o il braccio) posiziona la testa per il lay-up piano o di forma. Una tipica procedura consiste nel realizzare più passate di nastro a varie angolazioni. Una passata (ply) consiste in uno strato di nastro avente una traiettoria descritta da un dato angolo.

I nastri preimpregnati deposti dalla testa automatizzata possono essere laminati su di una forma per realizzare pannelli sottili con forme predefinite e nelle zone di collegamento con altre parti è possibile unire a caldo tali nastri con parti strutturali,

quali nervature, scanalati a C, barre ad I ecc. Le parti strutturali ottenute o i pannelli sottili possono essere sottoposte a cura separatamente o assemblate insieme e sottoposte a cura e unite insieme in un pannello di forma con rinforzi strutturali. Nel caso di laminati piatti (generalmente chiamati lastre o pannelli), una volta che il lay-up è concluso, essi vengono rimossi dal letto di lay-up e trasferiti su di un tagliatore CNC dove le parti sono rifinite.

Descrizione dell'attrezzatura

Il ponte del tape laying più la testa contano possibili movimenti attorno a 10 assi, 5 sul ponte e 5 sulla testa, a controllo CNC per poter automatizzare la deposizione del nastro sulla superficie dello stampo in modo automatizzato. E' possibile la lavorazione di più pezzi simultaneamente grazie alla possibilità di avere più ponti sulle stesse guide. Altro vantaggio del ponte è la grande capacità di carico e scarico di pezzi durante la lavorazione del precedente/successivo evitando tempi morti. Le guide parallele orizzontali lungo l'asse x di acciaio sono elevate e supportate da pilastri distanziati di 3.7 m. E' possibile una traslazione orizzontale della slitta lungo l'asse y e verticale della testa lungo l'asse z il che provvede ai movimenti trasversali e verticali della testa. Gli assi c ed a permettono la rotazione ed il basculamento della testa.

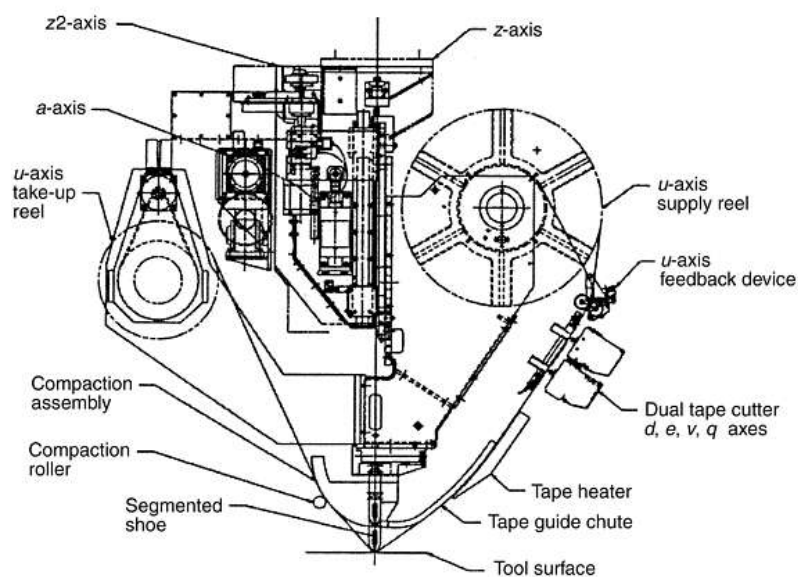


Fig. 1.61

La bobina di nastro è caricata sulla parte frontale della testa (Fig. 61). Il nastro è fatto passare attraverso il sensore di posizione del nastro (feedback device), sopra la guida (tape chute) e i taglierini. Il segmento di nastro viene quindi deposto e compattato dalla spatola (segment shoe) e il supporto di carta viene riavvolto nel rocchetto posto nella parte posteriore. Il movimento del nastro è chiamato asse u. Il controllo del movimento e tensione del nastro è regolato dai due motori della bobina del nastro e della bobina riavvolgitrice.

Il compito dei taglierini è quello di recidere il nastro senza intaccare il sottostante nastro di supporto cartaceo, realizzando le angolazioni di taglio opportune per la corretta deposizione del nastro.

La spatola di compattazione è progettata per deporre il nastro di composito su superfici di geometria complessa, come ad esempio tasche, incavi, (Fig. 62), spigoli, mantenendo una uniforme distribuzione di forze di compattazione lungo la larghezza della spatola. La spatola è accompagnata anche da un rullo di compattazione che è necessario per la corretta compattazione dei nastri tagliati con angolazioni molto accentuate in strisce diagonali molto lunghe, per poter seguire correttamente le forme. Un sistema di controllo della compattazione del nastro permette di variare la pressione di compattazione durante la deposizione del nastro. La pressione è modificabile dal programma o dall'operatore stesso.

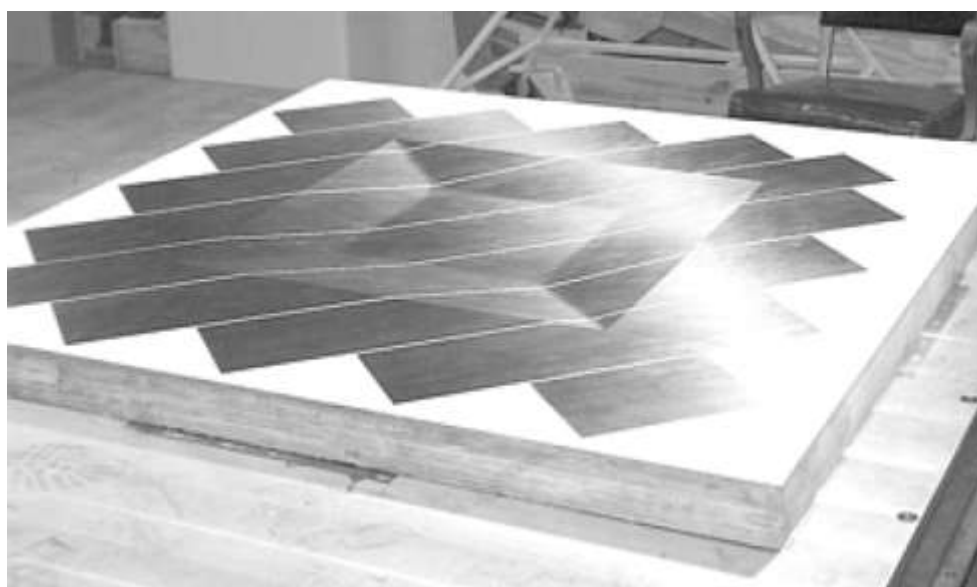


Fig. 1.62

La testa è equipaggiata con un sensore ottico che monitora lo scorrere del nastro che permette di fermare la deposizione quando un marker ottico è riconosciuto. La testa è equipaggiata con un sistema di riscaldamento del nastro. Per alcuni sistemi di resina secca che devono essere caratterizzati da bassi livelli di adesione nastro – nastro, il sistema di riscaldamento riscalda il prepreg per aumentare il livello di adesività subito prima della deposizione fatta dalla spatola. Tipiche temperature di riscaldamento sono da 26 a 43 °C.

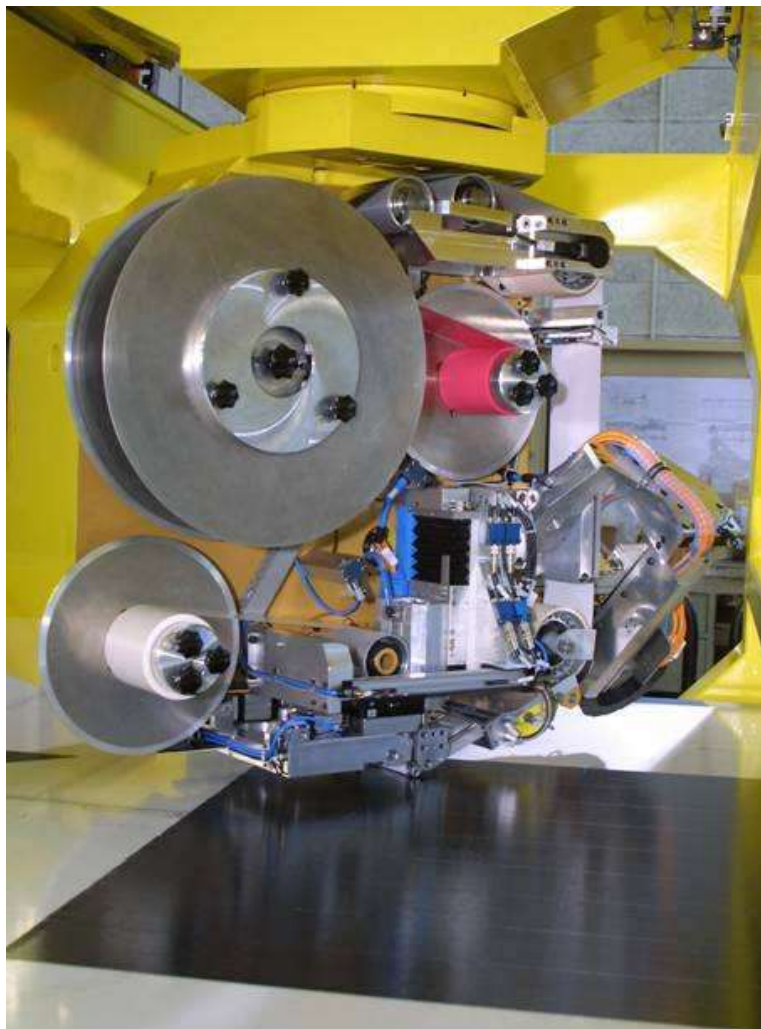


Fig. 1.63 *Testa per ATL montata su ponte controllato da CNC*

Materiali e forme tipicamente utilizzati:

In generale il nastro di alimentazione di materiale utilizzabile nei processi automated tape laying consiste in fibre di carbonio unidirezionali o di vetro impregnate con

resina termoidurente, fornita in rotoli su di un nastro di supporto in carta dal diametro del cuore interno di 255 mm, e con margini di fibra riccamente impregnata con carta di rinforzo.

I rotoli di materiale composito per l'hand lay-up e per l'automated lay-up hanno requisiti diversi circa l'impregnazione della resina e l'eventuale carta di supporto. La resistenza e la facilità di deposizione del nastro di carta di guida e sostegno sono molto importanti per realizzare con successo la tecnologia ATL, dovrà avere caratteristiche superiori rispetto al materiale di sostegno per la deposizione in hand lay-up. Per esempio se il nastro di guida non fosse abbastanza resistente e si rompesse, sarebbe necessario ricaricare il nastro. Condizioni del nastro scorrette vanno a modificare il comportamento di deposizione e compattamento. La relazione adesiva tra nastro di materiale deposto e nastro di sostegno di carta è importante in quanto se fuori controllo può causare ripiegamenti del materiale deposto durante la compattazione. Se il materiale composito impregnato si separa dal nastro di sostegno prima del taglio, della deposizione o della compattazione il lay-up non sarà di qualità. Altrettanto se il composito preimpregnato non si separasse facilmente dal nastro di sostegno dopo la compattazione.

Altro fattore chiave è l'adesione del materiale deposto sullo stampo o sul substrato sottostante. La distribuzione della resina tra le fibre (in configurazione impregnata o solo con superficie bagnata) condiziona l'adesione del nastro allo stampo di lay-up e agli strati successivi. Prepreg con troppa poca resina sulla superficie non aderirà bene a se stesso o alla superficie dello stampo e sarà richiesto un riscaldamento del nastro per incrementare il potere adesivo del materiale per la laminazione. Critiche in questo senso sono le resine bismaleimidiche ed altre resine epossidiche. Una buona impregnazione aiuta anche nel mantenere compatte le fibre durante la compattazione. Prepreg con troppa resina sulla superficie e all'interno del nastro tendono a far sì che le fibre durante la compattazione si separino.

Per esempio se metà materiale del nastro aderisce alla superficie del lay-up e l'altra metà resta sul nastro di sostegno, il nastro si spezzerà.

Considerazioni di progetto:

Per il corretto uso del processo è necessario considerare il tipo di geometria che si vuole realizzare (laminati piatti o forme complesse): dipendentemente dalla complessità del pezzo, dimensioni e forma le tecniche di tape laying sono preferibilmente usate in presenza di forme medio-piatte. Parti dalla geometria molto complessa sono più adatte a tecnologie di fiber placement piuttosto che di tape laying.

Quando si considera la possibilità di realizzare un pezzo in automated lay-up, è necessario considerare i seguenti aspetti:

- Se gli angoli richiesti dalla forma e dalle fibre ricadono nel range di angoli permessi dal taglio,
- Se le richieste di contorno e forma dello stampo sono permesse dalla forma della testa,
- Gli incavi per l'inserimento dei rinforzi e gli angoli di sformo devono essere progettati affinché siano realizzabili dalla macchina senza piegature o strappi del nastro,
- Il materiale composito utilizzato deve essere adatto al pezzo ed al processo,
- La larghezza del nastro deve essere scelta con l'obiettivo di massimizzare il rateo produttivo e minimizzare gli scarti di lavorazione,
- Il materiale composito scelto deve garantire le prestazioni meccaniche richieste.

Nelle zone in cui le capacità della macchina non riescono a soddisfare le necessarie specifiche del pezzo in termini di forma o altro è necessario l'intervento manuale. Per ridurre questo è necessaria una buona progettazione del processo a monte della scelta dei materiali da utilizzare e delle capacità delle attrezzature utilizzate. Considerazioni importanti devono anche essere fatte sulla superficie dello stampo e dell'utensile di lay-up. Questi vengono realizzati in speciali materiali che garantiscono il mantenimento della temperatura una volta che il nastro è stato deposto.

Osservazioni:

Il processo di tape laying ha svolto un ruolo importante nello sviluppo dell'uso dei compositi sia nel campo aeronautico militare, sia nel campo commerciale. Tape laying continua ad essere un processo ad alta produttività e basso costo come soluzione nella conversione da alluminio a composito e come soluzione per la realizzazione di compositi alto resistenziali, caratterizzati da basso peso e basso costo.

Esempi di future applicazioni industriali includono ali per aerei di linea, pale per turbine eoliche, parti strutturali per applicazioni civili, e strutturali nel settore automotive e dei trasporti in generale. L'ATL è un processo maturo ed è correntemente usato in tutte le applicazioni militari e commerciali e può essere considerato valida soluzione nella conversione da alluminio a composito laddove siano richieste caratteristiche di basso peso e costi contenuti. Questo tipo di processo permette una forte riduzione dei costi di fabbricazione rispetto alla tecnologia hand lay-up. Si è constatata una riduzione delle ore lavorative del personale del 70– 85% rispetto alla tecnologia hand lay-up in riferimento alle realizzazioni di laminati piatti, ed un aumento del rateo produttivo fino ai 1000 kg/settimana. In Fig. 64 si possono osservare in relazione alla larghezza dei nastri da 150 a 300 mm (6 – 12 pollici) la quantità di pezzi realizzabili (in libbre/h) e la quantità di scarti inevitabili. Il rateo di lay-up realizzabili invece per la realizzazione di pannelli di forma dipende molto dalla complessità della geometria, dall'accuratezza richiesta, dallo spessore delle parti e dalla larghezza e tipo di nastro usato. Laminati e pannelli dalle geometrie non troppo complesse sono ottimamente realizzabili in tape laying. Maggiori sono le dimensioni dei pezzi da produrre, maggiore è la produttività in kg/anno del tape laying.

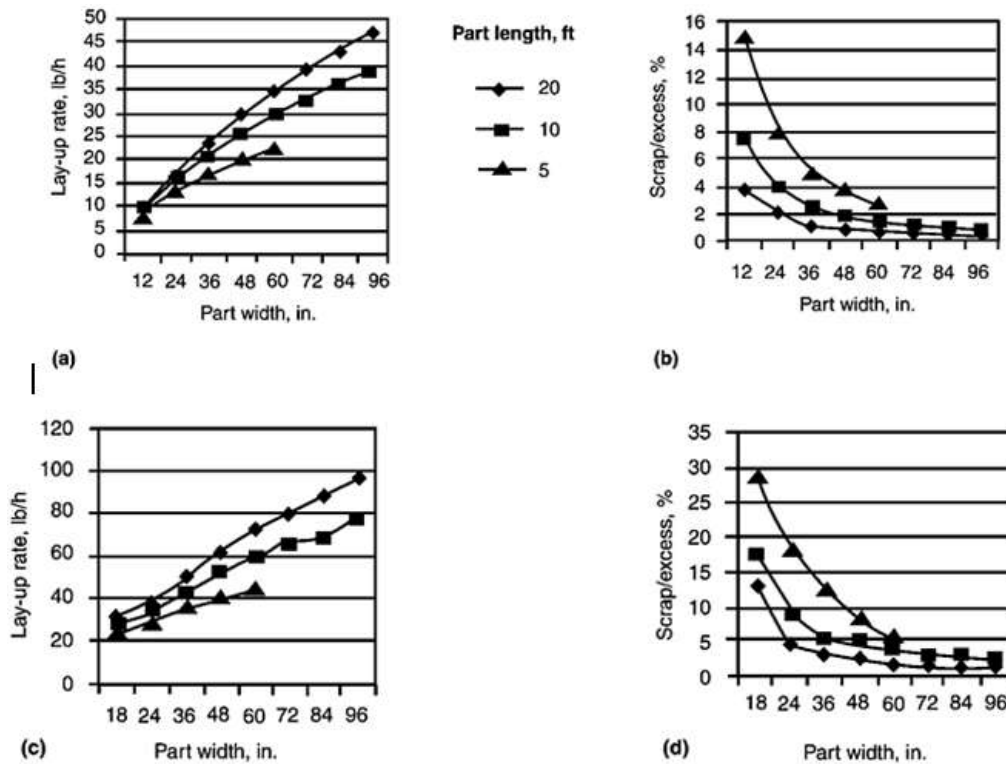


Fig. 1.64

Il limite dell'ATL è la difficoltà a realizzare pezzi aventi geometria complessa perché il nastro tende a ripiegarsi e a riempire le transizioni di piano.

Per questo, in fase di progettazione, è molto importante considerare il tipo di geometria che si vuole realizzare e cercare di limitare il più possibile geometrie complesse, più adatte a tecnologie di fiber placement piuttosto che di tape laying.

Fiber placement

Questa tecnologia combina i vantaggi del filament winding e la capacità di compattazione e cut-restarting dell'automate tape laying.

Prepreg singoli di fibre, chiamati tows, vengono srotolati da una bobina e alimentano una testa che le depone sul pezzo a bande. Il pezzo da ricoprire può essere preventivamente montato su mandrino. Potendo gestire la larghezza delle bande e il loro posizionamento sul pezzo indipendentemente le une dalle altre, è garantito un buon grado di ricoprimento.

Quando si inizia la deposizione di una banda di fibre lungo una corsa, i singoli tows sono alimentati attraverso la testa e compattati sulla superficie. Quando la corsa finisce, la testa può tagliare e ripartire secondo altre traiettorie con lo stesso tow.

Questo permette di poter variare la larghezza della banda di fibre con incrementi o decrementi della larghezza di una tow. Potendo adattare la larghezza della banda depositata si vanno ad eliminare i gap e le sovrapposizioni eccessive tra corse adiacenti.

Alla fine di ogni traiettoria i tows rimanenti sono tagliati in modo da ricalcare la forma del contorno del pezzo. La testa è poi posizionata all'inizio della corsa successiva. Durante la deposizione di una corsa ogni tow è depositato con una sua velocità in modo da far sì che ogni tow si possa conformare indipendentemente dagli altri sulla superficie del pezzo.

Perciò le fibre non sono costrette su traiettorie geodetiche, ma possono soddisfare specifiche richieste. Un rullo compattatore, combinato con calore per una migliore adesione, lamina i tows sulla superficie di layup.

L'azione di compressione fa aderire le tows sulla superficie di lavoro e rimuove le eventuali sacche d'aria presenti, minimizzando la necessità di rimozione per mezzo di vuoto. Questo permette anche di deporre le fibre su superfici concave.

Normalmente, le macchine per fiber placement presenti in commercio, sono dotate di 7 gradi di libertà, sei dei quali servono al controllo del posizionamento della testa e uno alla rotazione del mandrino.

La testa può essere collegata a sistemi di assi cartesiani dotati, in più, di movimenti rotativi o, come avviene di frequente per il ricoprimento di pezzi non eccessivamente grandi, ad un braccio antropomorfo. Su superfici piane, la macchina può deporre fibre alla velocità di 30m/min e le taglia automaticamente, usando lame servo comandate, con una precisione di 0,5mm.

Su superfici complesse, invece, si raggiungono velocità di deposizione di 15m/min. La scelta di utilizzare singole fibre allineate o nastri preimpregnati deriva da un

compromesso tra la precisione finale da ottenere e semplicità di gestione. In generale, per geometrie complesse è necessario usare tows allineati.

Il cuore del processo di deposizione risiede nella testa, che deve essere in grado di tagliare i tows durante la deposizione per poi riprenderla da un altro punto.

Deve inoltre mantenere sotto controllo la temperatura e la pressione esercitata dal rullo di consolidamento.

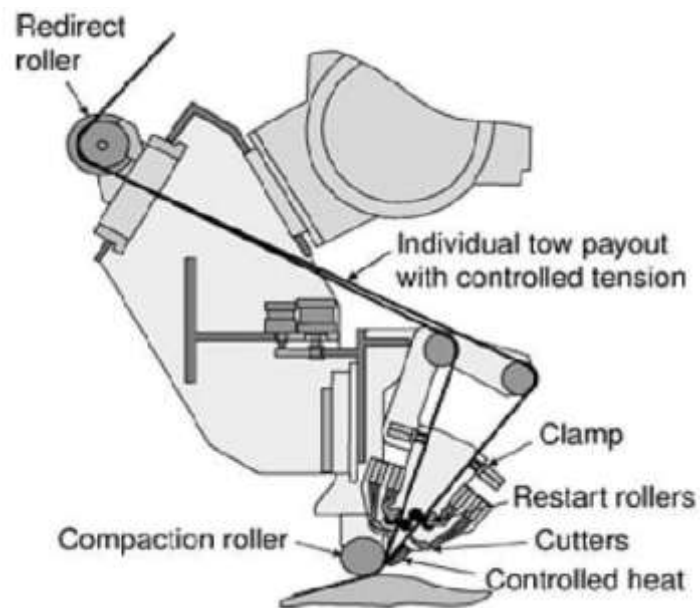


Fig. 1.65 *Testa per fiber placing*



termoplastici
e termoindurenti

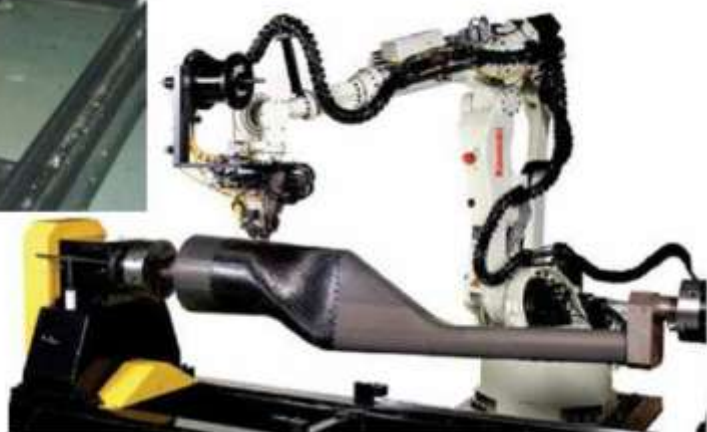


Fig. 1.66

Di notevole importanza per la buona riuscita del fiber placement, come nel filament winding, è la scelta del tipo di mandrino, soprattutto nelle applicazioni in cui ne è richiesta la rimozione alla fine del processo di cura.

Notevolmente diffusi sono mandrini idrosolubili, realizzati in materiale a base ceramica. Essi hanno il vantaggio di potere essere prodotti abbastanza facilmente mediante colata del materiale in uno stampo e successivo indurimento in forno a micro onde.

Ne risulta un prodotto leggero, abbastanza resistente da essere trasportato e da sopportare le sollecitazioni derivanti dall'avvolgimento, resistente alle alte temperature durante la polimerizzazione della matrice in forno od in autoclave e con un basso coefficiente di dilatazione per non creare sollecitazioni sul manufatto.

L'eliminazione del mandrino avviene facilmente tramite lavaggio in acqua.



Fig. 1.67

1.2.2 RTM

Per un'approfondita esposizione delle tematiche tecnologiche e progettuali in merito alle tecnologie di injection molding si veda [1].

Preforme secche per RTM

Nel capitolo riguardante le fibre dei precedenti lavori [libreria dei sistemi di materiale] sono stati trattati i diversi tipi di tessuti (wave) e preforme 3D ad oggi disponibili.

La maggiorparte di essi può essere utilizzata come rinforzo di partenza per la realizzazione di preforme utilizzabili in un processo di injection-moulding di tipo RTM, ed in questa sezione andiamo ad approfondire l'argomento. Maggiori informazioni potranno essere trovate nel testo cardine presente in letteratura [12].

Confronto tra diversi tipi di preforme secche per RTM: Braiding, Knitting e Weaving

Riguardo alla scelta del tipo di preforma secca da impiegare in applicazioni RTM di sicuro aiuto può risultare la pubblicazione [13], nella quale viene eseguito un confronto in termini di vantaggi e svantaggi, limitazioni e costi tra net-shape preform di tipo 2D weaving, 3D weaving, 2D braiding, 3D braiding, knitting e stitching.

2DWeaving

In applicazioni RTM una grande varietà di tessuti woven 2D può essere combinata per realizzare una preforma secca posizionabile nello stampo ed in seguito iniettata con resina. Questi tipi di tessuti possono essere preformati sia utilizzando tecniche "taglia e cucì", sia formati termicamente ed imbastiti per mezzo di binder (agglomeranti) resinosi.

I vantaggi dell'utilizzo di woven 2D sono che l'utilizzo come rinforzo di preimpregnati è ad oggi tecnologicamente pronto e la conoscenza delle proprietà del laminato è altamente consolidata. L'industria dei compositi avanzati ha un'esperienza

collaudata con questo tipo di materiali. Il layup di tessuti woven è altamente flessibile ($0^\circ/90^\circ$, $\pm 45^\circ$, unidirezionale, tessuti ibridi). Lo svantaggio principale dell'utilizzazione di tessuti woven consiste nell'elevata necessità di manodopera nel posizionamento di preformatura e le applicazioni potenziali consistono in bassi volumi di produzione di componenti semistrutturali di aeromobili ed in semilavorato per preforme tagliate e cucite.

I dati reperibili sulle proprietà meccaniche dei materiali realizzati in RTM si riferiscono tutti a questa tipologia di preforma, in quanto le preforme avanzate di tipo net-shape 3D sono ad oggi utilizzate quasi esclusivamente nel campo aerospaziale.

3D Weaving

In applicazioni RTM tessuti woven 3D possono essere utilizzati come net-shape preform posizionabili nello stampo.

I vantaggi dell'utilizzo di questo tipo di rinforzo stanno nella capacità di creare forme completamente integrate e nella elevatissima resistenza interlaminare.

Gli svantaggi sono gli elevati costi di processo e l'elevato tempo di tessitura della preforma. Applicazioni tipiche sono strutture complesse e/o ad elevata resistenza all'impatto.

Knitting

Tessuti magliati possono realizzare net-shape preforms quali tubi, sezioni a "T" e forme coniche. Similmente alle calze intrecciate i tessuti magliati presentano un elevato grado di stirabilità nella direzione della magliatura, rendendoli conformabili ad una grande varietà di forme in qualità di preforme RTM. Le tipologie comuni di tessuti magliati di tipo warp sono Tricot e Raschel. I magliati warp sono caratterizzati da stimabilità bilanciata e grande allungamento. Vantaggi di tessuti magliati weft/warp sono l'elevata conformabilità alla superficie dello stampo, la facile automatibilità che rende possibile una forte riproducibilità, l'abilità nel formare forme

finite e la garanzia di bassi costi grazie alla bassa necessità di manodopera portata dalla tessitura della forma già finita.

Il maggiore svantaggio è l'impossibilità di raggiungere elevate frazioni in volume di fibra e la difficoltà nel raggiungere una certa isotropia delle caratteristiche. Le proprietà meccaniche del composito saranno relativamente basse.

Tipiche applicazioni sono parti dalla non elevata responsabilità strutturale, quali condotti e ugelli in aeromobili.

Multiaxial MultilayerWarp Knit

I tessuti MMWK sono ibridi composti da magliati warp e tessuti weaving, realizzati per coniugare le caratteristiche positive dei due tipi di rinforzo. Nel processo MMWK, strati multipli di fibre direzionali sono combinati per produrre tessuti uniassiali, biassiali, triassiali e multiassiali. Ogni strato di tessuto MMWK ha fibre in una sola direzione, gli strati sono uniti attraverso cuciture. Un esempio di questo processo è il "Copcentra" della LIBA che consiste nella sovrapposizione strato su strato di yarns direzionali e cuciti insieme da una macchina magliatrice di tipo tricot warp.

I vantaggi della tecnologia MMWK consistono in una grande possibilità di diverse orientazione di diversi costituenti il tessuto. Elevato contenuto di fibra è possibile. La elevata velocità di lay-up permette la realizzazione di costruzioni di elevato peso per unità di superficie, senza grinze e utilizzabili per applicazioni strutturali.

I principali svantaggi sono la bassa resistenza interlaminare, simile ai laminati classici. Il processo di cucitura può causare la rottura di alcuni yarns, riducendo leggermente la resistenza a trazione.

Le applicazioni potenziali sono parti di moderata complessità e che necessitino di proprietà quasi isotrope, quali pannellature alari, pannelli di fusoliera e paratie.

2D Braiding (Overbraiding)

Il processo di braiding è tipicamente utilizzato come tecnologia di tessitura di

preforme secche a calza per RTM. La scelta di questo tipo di processo è naturale qualora la parte da realizzare presenti un elevato aspect ratio (lunghezza/diametro) e non elevati diametri (non superiori ai 30 cm) e non presenti aree concave.

3D Braiding

Il processo di braiding 3D è un'estensione del braiding 2D nel quale l'intreccio procede non solo circonferenzialmente, ma in 3 dimensioni nel piano durante l'avanzamento della tessitura.

Grande spazio alle tecnologie braiding è stato dato nel capitolo riguardante le fibre nei lavori precedenti [libreria tecnologie, sistemi di materiali].

Preforme tagliate e cucite

La preformatura cut and sew è un processo che converte materiali bidimensionali in forme tridimensionali pronte ad essere depositate in uno stampo per RTM e stampate. Questa tecnologia garantisce grande flessibilità realizzativa permettendo che il materiale sia depositato in ogni direzione utilizzando diversi strati in modo da raggiungere gli spessori desiderati. Laminati a spessore differenziato con diminuzione di strati possono essere facilmente realizzati, e inserti in schiuma e metallici possono essere facilmente incorporati.

Il processo inizia con il taglio a misura dei fogli necessari a costruire la parte, in maniera simile al taglio dei tessuti preimpregnati per laminazioni classiche. In ogni modo le operazioni di cut and sew possono essere realizzate fuori dallo stampo, riducendo la necessità di fasi successive di stampaggio. Una volta che i tessuti sono stati tagliati, essi vengono assemblati nella forma finale della preforma, inclusi i posizionamenti di inserti e

anime. Essi sono fissati attraverso cuciture (manuali o automatizzate) o impuntature. Una più comune alternativa oggi è l'uso di resina epossidica priva di catalizzatori di polimerizzazione spruzzata tra gli strati come materiale di incollaggio. Generalmente solamente un 2 - 4 % di contenuto di resina è necessario per fissare la preforma secca.

Diverse tecniche sono utilizzate per velocizzare la produzione di preforme di tipo cut and sew. Una di queste fa uso di preimpuntate coperture contenenti gli strati necessari alla voluta orientazione. Questi plichi vengono composti nella quantità voluta di tessuti unidirezionali e biassiali che siano stati sbobinati insieme dai rispettivi rotoli e impuntati insieme. Un secondo tipo di automazione consiste nella produzione continua di lunghe “forme standard” quali rigide travi a T.

I vantaggi della tecnologia di preforme cut and sew consistono nella elevata integrità strutturale di tali tipi di preforme, nella possibilità di utilizzare diversi tipi di tessuti woven e materiali MMWK e nell’ottenimento di elevate proprietà meccaniche con elevati contenuti di fibra. Le parti sono flessibilmente personalizzabili e riproducibili. Gli svantaggi consistono nella necessità di una manodopera abbastanza elevata e nel fatto che potenzialmente la cucitura e l’impuntatura possono rovinare le trame dei tessuti.

Tipiche applicazioni sono strutture integrate rigide quali fusoliere e paratie, complesse forme 3D con anime in schiuma o inserti metallici.

Trasporto delle proprietà delle preforme tessute al prodotto finito

La scelta del processo produttivo delle preforme è guidato dalle caratteristiche meccaniche richieste dalla risultante struttura composita finita. Sfortunatamente la scelta è spesso ostacolata dalla mancanza di conoscenza approfondita dell’architettura delle preforme.

Per esempio 2D weaving e 3D weaving sono spesso scartati a causa della curvatura dei piegamenti dati agli yarns nella struttura durante il processo produttivo. In ogni modo filament winding e braiding tendono anch’essi a piegare gli yarn nel momento in cui yarns di differenti assi si incrociano. 2D e 3D woven possono essere progettati in forme prive di raggrinzamenti o raggrinzati solo in una direzione utilizzando tecniche di progettazione

che limitino l’intersezione o attraverso un controllo del pretensionamento degli yarns. Ogni possibile tecnologia di realizzazione delle preforme deve essere ottimizzata per

ogni diversa configurazione di parti da realizzare nell'ottica di una scelta finale del miglior metodo produttivo.

Volume di produzione realizzabile

La laminazione di tessuti 2D seguita dall'uso di cuciture o impuntature è altamente versatile e perciò diventa attrattiva per piccoli volumi di produzione. 3D weaving è spesso scelta per parti di piccola e media taglia in medi bassi volumi di produzione se la resistenza al danneggiamento ed un'elevata resistenza interlaminare sono requisiti strutturali. L'utilizzazione di 3D braiding, d'altro canto, è limitata a parti di dimensioni molto piccole e per piccolissimi volumi produttivi, a causa della limitata quantità di yarn montabile sui rocchetti mobili. 2D braiding è tradizionalmente usato per la realizzazione di parti tubolari di diametro minore ai 250 mm con sezioni costanti o meno. Il tasso produttivo di braid 2D può essere estremamente elevato e per questo sta diventando un'alternativa al filament winding.

In generale il volume produttivo realizzabile dai vari metodi produttivi di preforma può variare grandemente dipendentemente dalla forma e architettura di fibre richieste. Riportiamo uno schema riassuntivo in Fig. 68

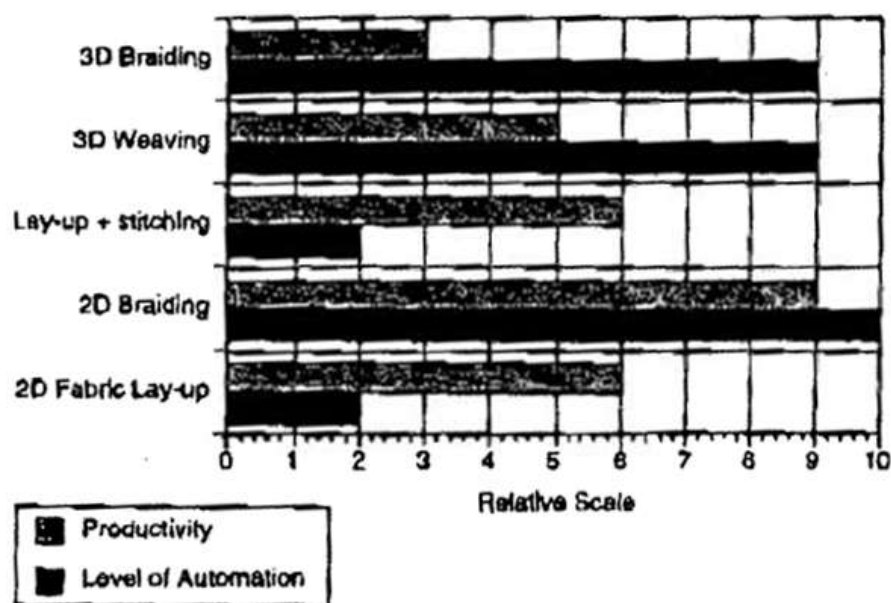


Fig. 1.68 Volume produttivo realizzabile

Rischio produttivo

La scelta del processo produttivo ottimale per una data configurazione di parte deve anche tenere in considerazione il rischio associato ad ognuna. Per esempio, la realizzazione di una preforma utilizzando tessuti 2D e impuntatura permette sia di verificare le proprietà del tessuto di base utilizzato sia il numero e l'orientazione di ogni strato. Braiding 2D può risultare un processo veloce ed automatizzabile, ma la verifica del numero di strati e orientazione delle fibre può essere limitata dal peso e dallo spessore della preforma finita.

Braiding 2D è anche un processo molto rischioso in quanto il controllo del contenuto in fibra e dell'orientazione a parte finita è molto difficile. 3D weaving e 3D braiding stanno diventando processi il quale rischio associato cala sempre più al crescere della conoscenza delle architetture ed i macchinari oggi devono essere rigorosamente controllati elettronicamente. Riportiamo un generale andamento dei tassi di rischio associati alle varie tecnologie di preforma in Fig. 69

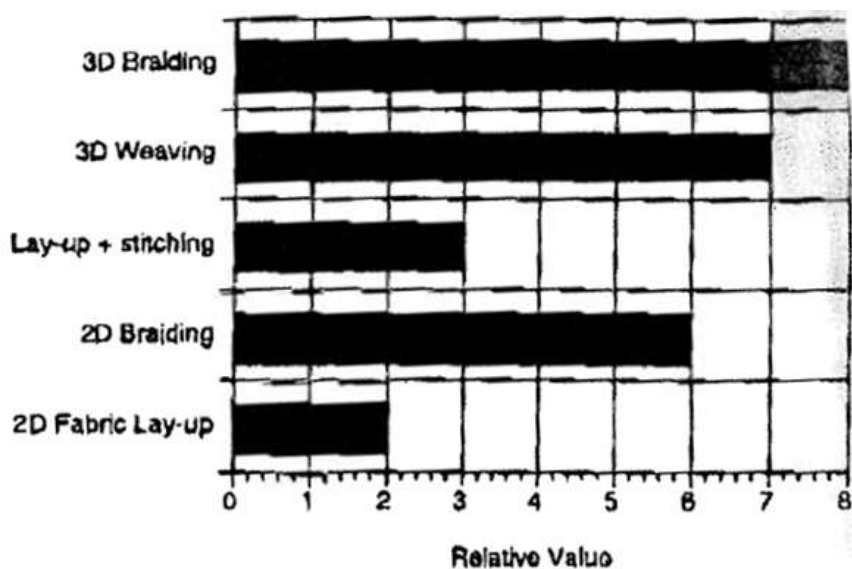


Fig. 1.69 : *Rischio produttivo*

Costi

Il costo associato alla realizzazione della preforma è solo un fattore nell'intero costo della parte in composito finita. In generale il costo di una preforma a geometria finita

è destinato ad essere maggiore del costo del materiale rinforzato grizzo. In ogni modo il costo complessivo della parte composita realizzata utilizzando preforme è mostrato essere molto minore rispetto alle parti in lay-up di preimpregnato in numerose occasioni. In generale il costo di una preforma è correlabile al tempo necessario per la sua realizzazione. Andiamo a riportare in Fig. 70 un confronto riassuntivo dei costi di produzione relativi alle varie tecnologie di preforma.

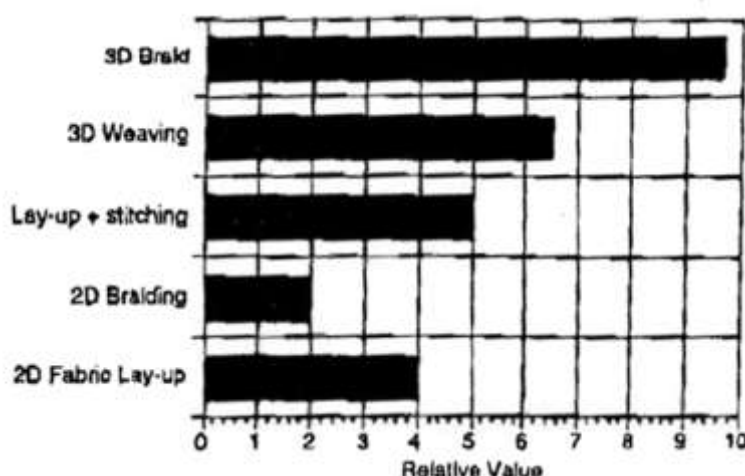


Fig. 1.70: Confronto generale dei costi

Laminati RTM (Confronto tra wet lay-up + autoclave e RTM)

Andiamo a riportare i dati sperimentali [14] circa il confronto tra le proprietà fisiche e meccaniche di compositi glass/epoxy realizzati in wet lay-up con consolidamento in autoclave e RTM con sistemi di resina e fibra simili.

Il rinforzo utilizzato è di fibra E-glas con yarn di titolo 136 tex, con armatura tipo plain wave di grammatura 196 g/m². Il sistema di resina utilizzato è epossidico della Ciba Polymers URL adatto sia all'utilizzo in wet layup + autoclave, sia per iniezioni RTM. Simili gradi di polimerizzazione sono stati raggiunti. Le proprietà dominate dalle fibre (ed es. resistenza a trazione e a flessione) sono risultate molto elevate nei laminati realizzati in autoclave a causa della maggiore percentuale di contenuto di fibra ottenibile grazie alla maggiore pressione di compattazione, anche se normalizzati sulla frazione in volume delle fibre i risultati sono simili. Le proprietà

dominate dalla resina risultano maggiori nei laminati impregnati in RTM, a causa dell'impregnazione migliore, ridotto contenuto di vuoti e leggermente minore grado di polimerizzazione. Analisi termiche hanno anche mostrato una maggiore temperatura di transizione vetrosa dei laminati processati in autoclave (60% in volume di fibra) rispetto ai processati in RTM (50% in volume di fibra).

| Constituent | Tensile strength (MPa) | Tensile modulus (GPa) | Warp V_f (RTM) | Warp V_f (autoclave) |
|-------------|------------------------|-----------------------|------------------|------------------------|
| Fibre | 1139 | 71 | 0.253 | 0.322 |
| Matrix | 80 | 2.5 | 0.747 | 0.678 |

Tab. 1.21: Proprietà dei costituenti

| Property | RTM | Autoclave |
|----------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------|
| Production output | Moderate (10^2 – 10^3 /annum) | Low (10^1 – 10^2 /annum) |
| Void content | Low (< 2%) | Low (< 2%) |
| Labour intensity | Low-moderate | High |
| Achievable V_f | Moderate (30–65%) | High (50–70%) |
| Typical applications | Low to medium volume, automotive parts, non-structural components (e.g. automotive spoilers), structural items (e.g. propeller blades, missile boxes) | Aerospace industry, Formula 1 automotive, sporting goods |

Tab. 1.22: Caratteristiche principali dei processi di RTM e Autoclave

| Wet lay-up and autoclave | | RTM | |
|--------------------------------------------------------|-------------------|--------------------------------------------------------|-------------------|
| Production step | Time (min) | Production step | Time (min) |
| Mould preparation H | 22.5 ^a | Mould preparation H | 22.5 ^a |
| Fabric cutting H (including preparation) | 25 | Fabric cutting H (including preparation) | 25 |
| Resin mixing H I (including preparation) | 25 | Resin mixing H I (including preparation) | 25 |
| Hand lay-up H I | 120 ^b | Resin degassing | 60 |
| Vacuum bagging H | 30 | Tool assembly + testing H | 30 |
| Autoclave cycle | 192 | Resin injection H | 12 |
| Autoclave debagging H | 10 | Resin curing | 99 |
| | | Tool cooling | 30 |
| | | Tool ejection and preparation for next run H | 30 |
| Total processing time | 424.5 | Total processing time | 333.5 |
| Resin post-curing at 145°C | 452 | Resin post-curing at 145°C | 368.4 |
| Total production time | 876.5 | Total production time | 701.9 |
| Manual processing time (% of total production time) | 232.5 (26.5%) | Manual processing time (% of total production time) | 144.5 (20.6%) |
| Direct Contact with resin (% of total production time) | 145 (16.5%) | Direct contact with resin (% of total production time) | 25 (3.6%) |

^aAutoclave and RTM mould preparation takes 90 min, but the preparation will endure a minimum of four production runs.

^bAutoclave hand lay-up takes two operators working for 60 min.

H, these steps involve manual processing.

I, these steps involve direct operator contact with the resin.

Tab. 1.23: Tempi di ciclo e processi

| Property | RTM | Autoclave | RTM% difference |
|-----------------------------------------------|---------------------------------------|----------------------------------------|-----------------|
| (a) Mechanical Properties | | | |
| ILSS (MPa) | 17.73 (%CV = 4.9), normalised = 35.16 | 10.45 (%CV = 2.4), normalised = 16.35 | +69.7% |
| Flexural strength (MPa) | 415.7 (%CV = 3.8), normalised = 824.4 | 571.2 (%CV = 5.3), normalised = 893.8 | -27.2% |
| Flexural modulus (GPa) | 19.63 (%CV = 3.2), normalised = 38.93 | 26.43 (%CV = 5.6), normalised = 41.36 | -17.7% |
| Tensile strength (MPa) | 274.0 (%CV = 8.2), normalised = 543.4 | 332.9 (%CV = 6.6), normalised = 521.0 | -15.0% |
| Tensile modulus (GPa) | 13.91 (%CV = 7.9), normalised = 27.58 | 16.36 (%CV = 10.5), normalised = 25.60 | -17.4% |
| Calculated theoretical tensile strength (MPa) | 348.3 | 421.6 | -19.3% |
| Calculated theoretical tensile modulus (GPa) | 19.87 | 24.61 | |
| (b) Physical properties | | | |
| Calculated V_f from mean thickness (%) | 50.4 | 63.9 | -21.1% |
| Mean thickness (mm) | 1.775 (%CV = 4.3) | 1.394 (%CV = 2.1) | +27.3% |
| Voidage (%) | 1.507 (%CV = 13.4) | 1.566 (%CV = 14.1) | -3.8% |
| (c) Thermal properties | | | |
| T_g (DMA) | 145.0 (%CV = 0.4) | 155.6 (%CV = 0.6) | -6.8% |
| T_g (DSC) | 142.9 (%CV = 2.1) | 149.9 (%CV = 2.2) | -4.7% |

Tab. 1.24: Confronto delle proprietà del laminato realizzato in Autoclave e RTM

Altre pubblicazioni riportano dati sperimentali riguardanti il confronto delle caratteristiche statiche, a fatica e post-fatica di compositi realizzati in RTM e realizzati in hand lay-up. Di interesse è la [15] che riporta i dati del confronto di un composito ibrido carbon-glass/epoxy realizzato in RTM ed in hand lay-up. I materiali sotto studio sono laminati ibridi realizzati con tessuti biassiale in carbonio Toray T400 6K, E-glass e ibrido Toray T400 6K carbon/E-glass in matrice di resina epossidica adatta ad applicazioni sia di iniezione, sia di impregnazione manuale. Le caratteristiche di laminazione sono riportate in Tab. 25.

| | | | |
|-----------------------------------------|------------------------|--------------------------|------------------------|
| Layer type | CBX 400 | CEBX 180 | EBX 400 |
| Material | Carbon | Hybrid E-glass carbon | E-glass |
| Fiber orientation | Biaxial $\pm 45^\circ$ | Biaxial $\pm 45^\circ$ | Biaxial $\pm 45^\circ$ |
| Weight in each axis (g/m ²) | 200 | 52 (carbon) 38 (E-glass) | 200 |
| Total weight (g/m ²) | 400 | 180 | 400 |
| Dry thickness (mm) | 0.45 | 0.20 | 0.43 |

Tab. 1.25: Proprietà del materiale dei layers di tessuto biassiale utilizzati per il composito ibrido

Andiamo a riportare i dati medi e deviazioni standard dei valori relativi a prova di trazione e di flessione statici:

| | | RTM | | HL | | RTM % difference |
|----------|-------------|---------|------|---------|------|------------------|
| | | Average | SD | Average | SD | |
| Off-axis | UTS (MPa) | 107 | 2.5 | 96 | 7.0 | +11.5 |
| | E_x (GPa) | 8.7 | 0.20 | 8.3 | 0.20 | +4.8 |
| On-axis | UTS (MPa) | 464 | 28.0 | 509 | 26.8 | -8.8 |
| | E_x (GPa) | 27.7 | 1.50 | 36.4 | 1.49 | -23.9 |

Tab. 1.26: Proprietà del laminato a trazione secondo ASTM 3039

| | | RTM | | HL | | RTM % difference |
|----------|-------------|---------|------|---------|------|------------------|
| | | Average | SD | Average | SD | |
| Off-axis | UFS (MPa) | 150 | 2.1 | 145 | 5.6 | +3.5 |
| | E_x (GPa) | 9.8 | 0.30 | 8.9 | 0.13 | +10.1 |
| On-axis | UFS (MPa) | 455 | 10.5 | 516 | 16.8 | -13.4 |
| | E_x (GPa) | 33.8 | 1.40 | 43.5 | 4.11 | -22.3 |

Tab. 1.27: Proprietà del laminato a flessione

I risultati di test di fatica a flessione a quattro punti dopo 106 cicli sono riportati in Fig. 71, 72, 73, 74, 75.

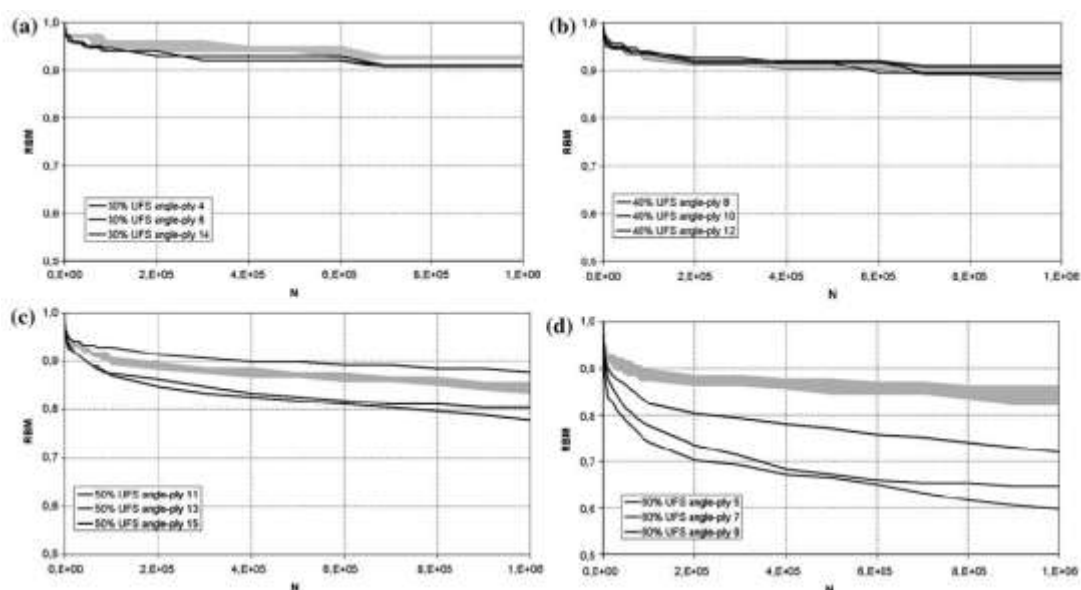


Fig. 1.71: Diminuzione di relative bending moment (RBM). Le curve nere sono relative a RTM, le grigie ad hand lay-up. Test su provini $[\pm 45]_{SS}$ e caricamento off-axis.

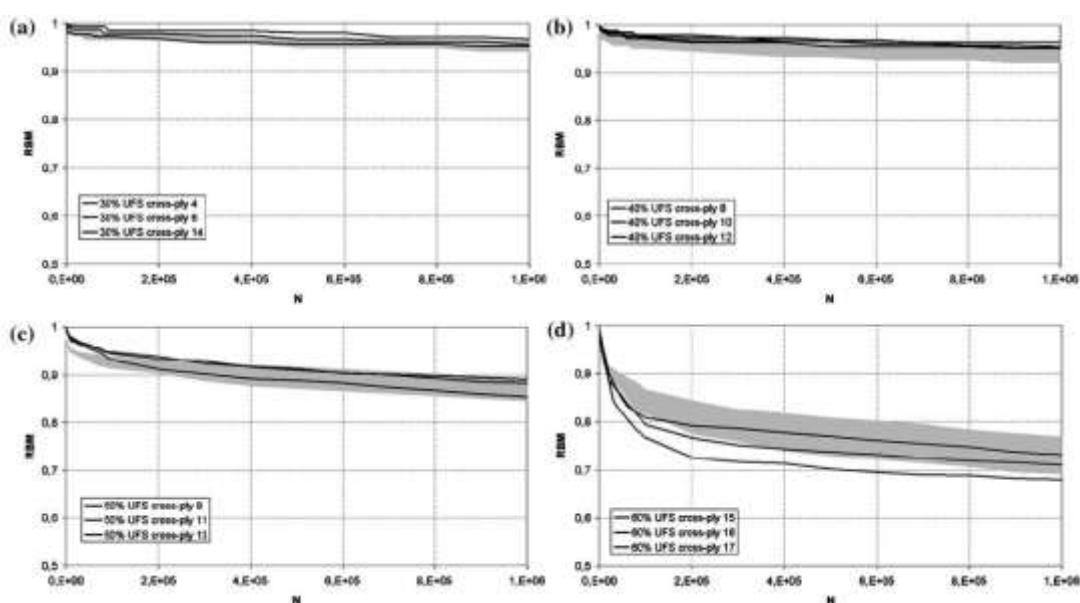


Fig. 1.72: Diminuzione di relative bending moment (RBM). Le curve nere sono relative a RTM, le grigie ad hand lay-up. Test su provini $[0/90]_{SS}$ e caricamento on-axis.

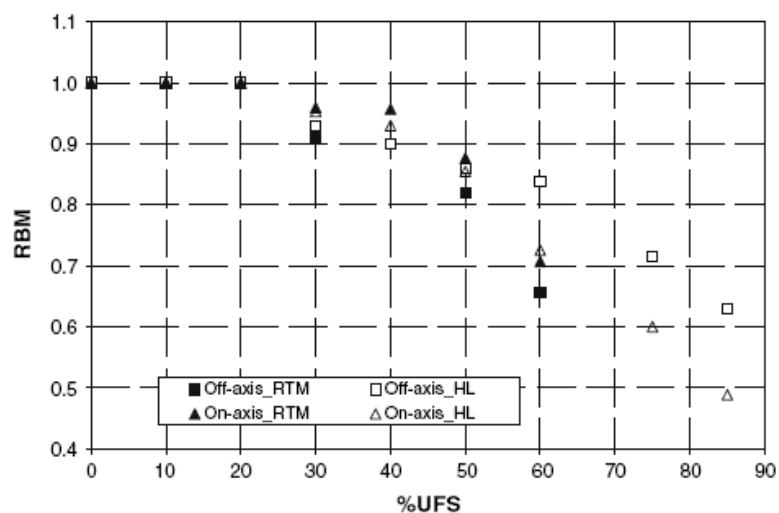


Fig. 1.73: *Diminuzione di RBM a 10^6 cicli in funzione del carico affaticante*

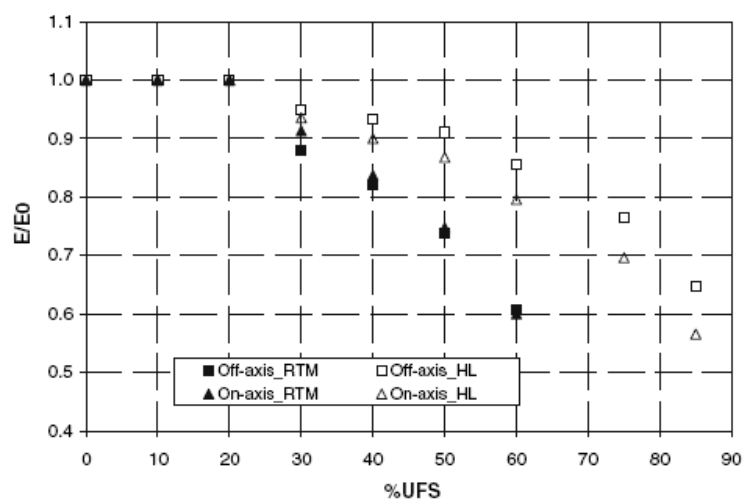


Fig. 1.74: *Modulo elastico a 10^6 cicli al variare del carico di fatica*

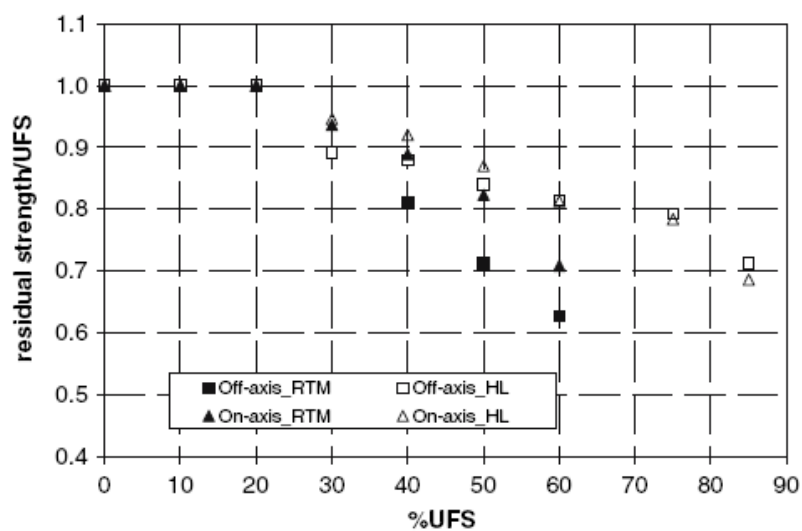


Fig. 1.75: *Resistenza a 10^6 cicli al variare del carico di fatica*

Le prove realizzate mettono in luce una maggiore resistenza e rigidità a caricamento statico off-axis dei provini in RTM (42% di fibra in volume) a causa delle migliori proprietà della matrice e maggiore resistenza e rigidità a caricamento statico on-axis dei provini realizzati in hand lay-up (55% di fibra in volume) a causa della maggiore densità di rinforzo.

Non si sono manifestate significative diminuzioni di rigidità durante i cicli né cali di proprietà post-fatica per carichi minori del 30% rispetto al carico ultimo di rottura. Il risultato è interpretabile come l'esistenza a flessione di un limite di fatica definito. Riguardo al comportamento a fatica e post-fatica dei provini in RTM si misurano per ogni tipologia di orientazione di fibre caratteristiche meccaniche inferiori rispetto ai provini realizzati in hand lay-up, con una differenza crescente al crescere dei carichi affaticanti. Il motivo di ciò è addebitato alla presenza di zone ricche di resina nei provini in RTM, che fungono da inneschi di frattura.

1.2.3 Filament winding

Per un'approfondita esposizione delle tematiche tecnologiche e progettuali in merito alla tecnologia di filament winding si veda [1]

Prepreg tows per FilamentWinding

La forma di preimpregnato utilizzata nella realizzazione di componenti filament wound è il towpreg, che consiste in un singolo tow o strand di fibre impregnato con resina. La fibra impregnata è tipicamente avvolta su anime di cartone prima di essere immagazzinate per la vendita. A causa del fatto che il towpreg è potenzialmente la forma di prepreg meno costosa, è oggetto di grande interesse da parte dei progettisti. La sua natura comporta anche schemi di realizzazione tecnologica potenzialmente a basso costo, quale è il filament winding. Towpreg sta iniziando ad essere considerato dai filament winders la via per combinare i vantaggi della realizzazione di parti a basso costo con le elevate performance dei materiali compositi. Le fibre tipicamente utilizzate sono riportate in Tab. 28.

Before impregnation

| Material | Yield/tow | | Filament size | |
|-----------------------------------------------|-----------|----------|---------------|---------|
| | m/kg | yd/lb | μm | μin. |
| Graphite (1000–12,000 filaments/tow) | 300–1200 | 150–600 | 5–10 | 200–390 |
| Fiberglass (2450–12,240 filaments/tow) | 490–2400 | 245–1200 | 4–13 | 160–510 |
| Aramid (800–3200 filaments/tow) | 2000–7850 | 980–3900 | 12 | 470 |

Tab. 1.28: Fiber tow characteristics

Tab. 29 mostra i tipici parametri d'acquisto di un towpreg. Un progettista deve valutare la dimensione e la complessità della parte prima di scegliere i parametri del materiale. Il contenuto di resina determinerà le caratteristiche meccaniche e lo spessore determinerà il volume di fibra, assumendo che poca o alcuna resina sia persa durante il processo di cura. La larghezza dei tows, che è importante nello stabilire lo spessore dei plies ed il gap di copertura, può essere modificata durante il lay-down.

| Parameter | Typical range |
|----------------------------------------------|----------------------------|
| Strand weight per length, g/m (lb/yd) | 0.74–1.48 (0.00150–0.0030) |
| Resin content, % | 28–45 |
| Tow width, cm (in.) | 0.16–0.64 (0.06–0.25) |
| Package size, kg (lb) | 0.25–4.5 (0.5–10) |

Tab. 1.29: Towpreg form parameters

Per determinare le proprietà meccaniche dei towpreg, esso può essere caratterizzato da un test su un singolo strand o avvolgendo più tows su di un tamburo fino ad uno specifico spessore ed in seguito svolgendo un laminato da questo avvolgimento. Le caratteristiche meccaniche dei towpregs sono comparabili a quelle dei nastri, se questi sono curati sotto condizioni di autoclave. Parti filamentwounded non curate in autoclave hanno tipicamente un contenuto di vuoti molto maggiore rispetto a parti curate in autoclave.

La maggiorparte degli sviluppi nella tecnologia dei towpregs si colloca nel settore del winding, particolarmente con utilizzazione di towpreg di tipo graphite-epoxy. Attraverso macchinari avvolgitori a sei assi senza collegamenti a bobine, i towpreg

possono essere avvolti collimanti a formare bande di prepreg simili a nastri unidirezionali. Questa tecnologia ha il vantaggio di poter realizzare velocemente ed in modo semplice forme complesse e promette di rivoluzionare la tecnologia di costruzione delle fusoliere aerospaziali.

1.2.4 Thermoforming

Preimpregnati termoplastici per Thermoforming

I compositi termoplastici stanno avendo sviluppi esponenziali nei settori dell'automotive ed aerospaziali, offrendo brevi tempi di ciclo, buone proprietà meccaniche, elevata riciclabilità e bassi costi. I pannelli termoformabili compositi, chiamati anche prepreg termoplastici, sono materiali termoplastici (quali polipropilene (PP), nylon 6, polieterimide (PEI), polifenilsulfide (PPS) ecc.) rinforzati con diversi tipi di fibre di rinforzo, e forniti ai clienti sotto forma di fogli solidi che verranno poi termoformati in forme strutturali.

I Compositi Termoplastici Fibrorinforzati

L'utilizzazione del termoplastico nel campo dei materiali compositi offre un ampio range di vantaggi:

- Brevi tempi di ciclo (automazione del lay-up e del processo di stampaggio) (tipicamente 2 minuti o meno)
- Brevi tempi di consolidamento
- Aumento delle caratteristiche di tenacità, resistenza a impatto e fatica
- Buone caratteristiche di infiammabilità
- Possibilità di lavorazioni postformatura, quali correzioni e formatura in più steps (ad esempio ripiegamento di lembi esclusi dalla prima formatura per problemi di sformabilità, possibilità di saldare più parti, possibilità di nastrature termoplastiche ottimamente aderenti ed integrate alle parti da collegare)

-
- Durata di conservazione illimitata, no VOCs e bassa rischio nel maneggiare il materiale
 - Elevata riciclabilità, sia durante il processo tecnologico (riutilizzo degli scarti), sia dopo la vita in servizio.

Secondo la ricerca di marketing “Opportunities in Continuous Fiber Reinforced Thermoplastic Composites 2003-2008” “Il mercato dei compositi termoplastici con rinforzo a fibra lunga ha avuto una crescita del 105% l’anno negli ultimi 5 anni, ed il mercato in settori quale quello automobilistico è esploso”. I compositi a matrice termoplastica continuano a svilupparsi secondo le due opposte direttive del low cost e dell’high performance.

Circa la prima tipologia, plastiche strutturali a basse caratteristiche e basso costo sono state rinforzate con vari riempitivi per applicazioni automobilistiche. Queste plastiche rinforzate hanno adempiuto al compito di ridurre il peso dei veicoli, aumentare la sicurezza, ridurre la rumorosità, coadiuvare l’aumento della presenza di elettronica, e l’introduzione di linee produttive ad assemblaggi modulari ed in tal modo sono state i precursori dello sviluppo di più resistenti, rigidi e leggeri compositi termoplastici che offrono ottime proprietà meccaniche, migliori caratteristiche all’impatto e acustiche, grande capacità di formarsi su forme complesse e grande flessibilità produttiva. Questo sviluppo ha visto una tendenza verso il rinforzo con fibre più lunghe di vetro e nuovi prodotti in fibra naturale e autorinforzanti in polipropilene (PP). Esso ha anche spinto i termoformatori per il settore automotive via dai tradizionali polimeri a bassa performance e basso costo quali l’acrilonitrilebutadiene-stirene (ABS), polivinilcloride (PVC) e polietilene ad alta densità (HDPE), e si è mosso verso materiali a più elevata performance inclusi il nylon 6, il polietersulfone (PES), polietereimide (PEI) e polifenilene (PPS). Ora questi materiali si stanno muovendo verso altre applicazioni, quali interni ferroviari, bus e marini, prodotti sportivi e armature balistiche.

Lo scopo per il quale sono stati introdotti i compositi termoplastici ad elevate prestazioni ed alto costo inizialmente è stato l'affiancamento di preimpregnati termoplastici ai preimpregnati termoindurenti per applicazioni aerospaziali. I risultanti nastri unidirezionali e materiali semi-preg fanno uso di tradizionali tessuti di rinforzo in fibra di carbonio, vetro di tipo aerospaziale, aramidiche, combinate con polietersulfone (PES) e polietereimide (PEI) principalmente, e di recente si sono mossi verso termoplastici più performanti quali polifenilene (PPS), polietereetereketone (PEEK) e polieterketoneketone (PEKK). La tendenza di sviluppo è ad oggi il miglioramento della lavorabilità con la riduzione di costi del materiale e del pezzo finito.

In questo lavoro si porrà l'attenzione soprattutto sui compositi termoplastici a fibra lunga ad elevate prestazioni meccaniche.

1.2.4.1 Materiali termoplastici con rinforzi in fibra di carbonio, vetro e aramide ad elevate prestazioni meccaniche ed elevate prestazioni in temperature

Cetex® e TEPEX® sono i principali materiali compositi termoplastici ad elevate performance.

Sviluppati inizialmente per applicazioni aerospaziali, con lo scopo di svincolarsi dai metodi produttivi che implicano l'elevata manodopera dell'hand layup di preimpregnati termoindurenti e andare verso i brevi tempi di ciclo e produzioni automatizzate possibili con la tecnologia termoplastica. Cetex® è ancora principalmente destinato al mercato aerospaziale, mentre TEPEX® appare emergere nelle applicazioni sportive ed industriali in genere.

Cetex®

La tecnologia di base per i laminati termoplastici fibrorinforzati Cetex® è stata sviluppata dalla Delft University in cooperazione con Ten Cate (Nijverdal, The Netherlands) negli anni '80. I laminati fibrorinforzati in fibra lunga Cetex® sono

offerti come prodotti standard in fibra di carbonio, vetro o aramide in nastri unidirezionali o tessuti combinati con matrice termoindurente in polieterimide (PEI) o polipropilene sulfide (PPS). La fibra di vetro è fornita da PPG (USA), mentre la fibra di carbonio da Toray-Soficar (France). PEI è fornito in forma granulare da GE Plastics (Pittsfield, MA) e PPS è fornito sottoforma di film da Amcor (Gent, Belgium). Le granulare da Ticona (Kelsterbach, Germany). I fogli sono generalmente di 3.8 m per 1.3 m con spessori dai 0.2 ai 50 mm.

| Property | PEI | PPS | PEI | PPS |
|------------------------------|-----------|-----------|----------|----------|
| Fiber | glass | glass | carbon | carbon |
| Fabric | 7781-8HS* | 7781-8HS* | T300J-3K | T300J-3K |
| Density (g/cm ³) | 1.91 | 1.93 | n/a | n/a |
| Fiber volume % | n/a | n/a | 50 | 50 |
| Tensile Strength (MPa) | 484 | 324 | 656 | 592 |
| Tensile Modulus (MPa) | 26,000 | 23,000 | 56,000 | 54,000 |
| Flexural Strength (MPa) | 669 | 489 | 870 | 854 |
| Flexural Modulus (MPa) | 28,000 | 24,000 | 50,000 | 52,000 |

* 8-harness satin

Tab. 1.30: Caratteristiche di alcuni prodotti Cetex®

Riportiamo alcuni dati ufficiali TenCate:

| Physical Property Data | | | |
|------------------------|----------------------------------------------------|--------------------|----------------------|
| Fiber Type | AS-4 | Resin Type | Polypropylene |
| Fiber Weight % | 66±3 | Resin Weight % | 34±3 |
| Fiber Volume % | 50±3 | Resin Volume % | 50±3 |
| Fiber Areal Weight | 178 g/m ² | Total Areal Weight | 270 g/m ² |
| Density | 0.049 lb/in ³ (1.35 g/cm ³) | | |
| Thickness/Ply | 0.0079 in. (0.20 mm) | Tape Width | 12 in. (304.8 mm) |

| Mechanical Property Data* | | |
|-------------------------------|-------------------|-------------|
| Laminate Property | Fiber Orientation | Test Data |
| Tensile Strength – Ksi (MPa) | 0° | 241 (1,664) |
| Tensile Modulus – Msi (GPa) | 0° | 14.9 (102) |
| Flexural Strength – Ksi (MPa) | 0° | 190 (1,308) |
| Flexural Modulus – Msi (GPa) | 0° | 13.8 (95) |

* Estimated Mechanical Properties

Tab. 1.31: CETEX Thermo-Lite® 1466R

| Physical Property Data | | | |
|------------------------|----------------------------------------------------|--------------------|----------------------|
| Fiber Type | E-glass | Resin Type | Polypropylene |
| Fiber Weight % | 60±3 | Resin Weight % | 40±3 |
| Fiber Volume % | 35±3 | Resin Volume % | 65±3 |
| Fiber Areal Weight | 230 g/m ² | Total Areal Weight | 383 g/m ² |
| Density | 0.053 lb/in ³ (1.48 g/cm ³) | | |
| Thickness/Ply | 0.010 in. (0.26 mm) | Tape Width | 6 in. (152.4 mm) |

| Mechanical Property Data * | | |
|-------------------------------|-------------------|-----------|
| Laminate Property | Fiber Orientation | Test Data |
| Tensile Strength – Ksi (MPa) | 0° | 108 (745) |
| Tensile Modulus – Msi (GPa) | 0° | 4.1 (28) |
| Flexural Strength – Ksi (MPa) | 0° | 85(586) |
| Flexural Modulus – Msi (GPa) | 0° | 3.8 (26) |

* Typical Mechanical/Physical Properties

Tab. 1.32: CETEX Thermo-Lite® 4060R

| Physical Property Data | | | |
|------------------------|---------------------------------------------------|------------------------|----------------------|
| Fiber Type | AS-4C | Resin Type (or equiv.) | Polyamide 6 (Nylon) |
| Fiber Weight % | 66±3 | Resin Weight % | 34±3 |
| Fiber Volume % | 55±3 | Resin Volume % | 45±3 |
| Fiber Areal Weight | 120 g/m ² | Total Areal Weight | 192 g/m ² |
| Density | 0.054 lb/in ³ (1.5 g/cm ³) | | |
| Thickness/Ply | 0.0048 (0.12 mm) | Tape Width | 12" (30.5 cm) |

| Mechanical Property Data * | | |
|----------------------------------|-------------------|-------------|
| Laminate Property | Fiber Orientation | Test Data |
| Tensile Strength – Ksi (MPa) | 0° | 214 (1,756) |
| | 90° | 7.0 (48) |
| | 0°/90° | 116 (800) |
| | 0°/±45°/90° | 89.9 (620) |
| Tensile Modulus – Msi (GPa) | 0° | 16.8 (116) |
| | 90° | 1.4 (9.7) |
| | 0°/90° | 9.1 (63) |
| | 0°/±45°/90° | 8.0 (55) |
| Compression Strength – Ksi (Mpa) | 0°/90° | 76.9 (530) |
| | 0°/±45°/90° | 53.7 (370) |
| Compression Modulus – Msi (Gpa) | 0°/90° | 7.4 (51) |
| | 0°/±45°/90° | 5.1 (35) |
| Flexural Strength – Ksi (MPa) | 0° | 230 (1,586) |
| | 0°/90° | 160 (1100) |
| | 0°/±45°/90° | 75.4 (520) |
| Flexural Modulus – Msi (GPa) | 0° | 19.1 (131) |
| | 0°/90° | 10.7 (74) |
| | 0°/±45°/90° | 5.8 (40) |
| Izod (notched) – J/m | 0°/±45°/90° | 1,700 |

* Typical Mechanical/Physical Properties

Tab. 1.33: CETEX Thermo-Lite® 1166N

Le linee guida della termoformatura per fogli di carbon fiber/PPS Cetex® raccomandano un preriscaldamento ad una temperatura compresa tra 300°C e 330°C ed il mantenimento degli stampi ad una temperatura di circa 180°C. Pressioni di 4

MPa sono raccomandate per la formatura. Ten Cate afferma che i compositi termoplastici siano di grande attrattiva per il mercato aerospaziale, in quanto l'elevato costo e complessità del processo con autoclave per i termoindurenti sono un fattore fortemente limitante. Molti piccoli componenti quali rivetti, mensole e pannelli curvi sono molto facilmente realizzabili con le tecnologie di termoformatura, le quali offrono tempi di cicli di pochi minuti e bassi costi in confronto con i prodotti realizzati in autoclave. Ad oggi esistono oltre 1500 parti differenti in composito termoplastico su di un aeromobile Airbus. Questo numero crescerà significativamente sul nuovo Boeing 787 e sull'Airbus A350.

Ten Cate è anche fornitore di materiale per i condotti di aspirazione dei motori dell'Airbus A380. Ten Cate afferma che la progettazione senza giunture, possibile con l'utilizzo del termoplastico, garantisce all'A380 un basso livello di generazione di rumore. Andiamo a riportare nelle seguenti pagine una lista di applicazioni dei prodotti Cetex® PPS e PEI.

| PPS | PEI |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <ul style="list-style-type: none"> • Airbus A330-200 rudder nose ribs • Airbus A330, A340-500/600 and A380 aileron ribs and rudder leading edge parts • Airbus A340-500/600 and A380 fixed wing leading edge • Airbus A340-500/600 inboard wing access panels • Airbus A340-500/600 and A380 keel beam connecting angles • Airbus A340-500/600 and A380 keel beam ribs • Airbus A340-500/600 and A380 pylon panels • Boeing 787 passenger doors | <ul style="list-style-type: none"> • Boeing 737 smoke detector pans • Boeing 737/757 galleys • Boeing 747 environmental climate system components • Boeing 787 environmental climate system ducts • Boeing 737 flax slat tabs • Boeing 767 aircraft acoustical tile • Boeing 767 and other Boeing aircraft brackets • Airbus A320 bulk cargo floor sandwich panels • Airbus A330-340 lower wing fairings • Beluga heavy-duty entrance floor panels • Dornier 328 landing flap ribs • Dornier 328 ice protection plates • Fokker 50 ice protection plates • Fokker 50 trailing-edge wing shroud skins • Fokker 70/100 structural floor panels • Galleys on most commercial aircraft models • Gulfstream G-V structural floor panels • Gulfstream G-IV and G-V rudder ribs • Gulfstream G-IV and G-V rudder trailing edges • LearJet air steps |

Tab. 1.34: Applicazioni Cetex® in aerovelivoli Airbus e Boeing

TEPEX®

TEPEX® è una linea di compositi termoplastici prodotti dalla Bond-Laminates (Brilon, Germany), che combina i rinforzi tessuti di tipo aerospaziale con una grande varietà di matrici termoplastiche utilizzando una pressa a doppio nastro (double-belt

press). Il prodotto risultante presenta meno del 2% di frazione di vuoto. I prodotti TEPEX® includono sia semipreg che fogli consolidati dynalite. Una grande varietà di combinazioni è disponibile incluse fibre di vetro, carbone e/o aramide e matrici di polipropilene (PP), poliuretano termoplastico (TPU), polifenilene sulfide (PPS), e poliammide (PA6/Nylon 6), PA 12, PA 46, e PA 66.

Bond-Laminates afferma che il materiale Dynalite permette lay-up personalizzati, l'utilizzazione di vari tipi di rinforzo, spessori e frazioni in volume di fibra per soddisfare le richieste di costo e performance di ogni specifica applicazione. La filosofia di Bond-Laminates è sviluppare soluzioni per ogni tipo di applicazione attraverso l'ottimizzazione del materiale. Fogli di TEPEX® possono essere prodotti con frazioni in peso di fibra compresi tra il 35 ed il 55 %, con spessori dai 50 mm ai 6 mm, e possono includere oltre venti plies. TEPEX® è stato sviluppato sia per applicazioni aerospaziali che industriali. Offre eccellenti caratteristiche meccaniche grazie al rinforzo in fibra lunga, ma con i bassi costi ed i veloci cicli produttivi tipici dei termoplastici. La maggiorparte dei materiali TEPEX® ha tempi di ciclo dai 30 ai 60 secondi, dipendentemente dal livello di automazione installato dal cliente. Il fattore più importante è il tempo di raffreddamento della matrice termoplastica nell'attrezzaggio. Il data sheet di laminati compositi rinforzati in fibra di vetro e fibra di carbonio in poliamide 66 indicano temperature di formatura di 280°C e 300°C, e pressioni di consolidamento dai 5 ai 100 bar. La temperatura dello stampo per prodotti a matrice PP e TPU si attesterà tra i 190°C ed i 300°C.

| Property | Tepex® dynalite 101-FG290 | Tepex® dynalite 201-C200 |
|---------------------------------|------------------------------|-----------------------------|
| Fiber | glass | carbon |
| Fabric | 2/2 twill | 2/2 twill |
| Polymer | polyamide 66 | polyamide 66 |
| Area weight (g/m ²) | 290 | 200 |
| Density (g/cm ³) | 1.8 | 1.5 |
| Glass Content (wt-%) | 47 | 48 |
| Tensile Strength (MPa) | 400 | 785 |
| Tensile Modulus (MPa) | 21,800 | 53,000 |
| Flexural Strength (MPa) | 590 | 760 |
| Flexural Modulus (MPa) | 22,800 | 45,500 |

Tab. 1.35: Caratteristiche meccaniche di prodotti TEPEX®

TEPEX® dynalite glass/PP e glass/PA6 sono i più usati in applicazioni automotive come sostituzione dell'alluminio per motivi di costo e riduzione di peso. Glass/TPU e carbon fiber/TPU sono molto usati in applicazioni ortopediche e sportive, offrendo performance superiori dei termoplastici non rinforzati. Carbon fiber/PA66 dynalite è stata sviluppata per applicazioni sportive strutturali e gusci per elmetti, ed i materiali PPS stanno iniziando ad essere utilizzati per interni di aeromobili a costi minori rispetto ai tradizionali termoindurenti. TEPEX® carbon fiber/PPS è recentemente stato scelto da Boeing per sostituire l'alluminio per i supporti lombari e coscia, braccioli, tavolini e supporti per schermi video.

Altre applicazioni includono:

- Telaio in fibra di vetro o carbonio per zaino tecnico Granite Gear utilizzando dynalite 101 e 201
- Leveraggi per freni da competizione Campagnolo utilizzando dynalite 201
- Pedali e freni per biciclette da competizione Look Cycle fatti in dynalite 201
- Componenti ortopediche per Fujiwara e Otto Bock in dynalite 401

Larghezze tipiche per fogli TEPEX® sono di 620 mm, ma possono essere forniti fino ad un massimo di 1350 mm. La lunghezza è solamente limitata da vincoli di trasporto. La dimensione dei fogli è solitamente specificata dal cliente.

1.2.4.2 Confronto tra diversi tipi di compositi termoplastici ad elevate prestazioni meccaniche ed in temperatura

Di grande interesse è la pubblicazione [16] nella quale in collaborazione con Cytec diversi tipi di polimeri e relativi compositi termoplastici vengono approfonditamente analizzati e confrontati. Una trattazione approfondita circa le caratteristiche dei vari tipi di polimeri termoplastici è stata eseguita nel capitolo delle matrici, anche in riferimento alla [16] argomentando anche un confronto con le matrici termoindurenti.

Le resine prese in considerazione sono state:

PEI Poly(ether-imide)

PPS Poly(phenylene-sulphide)

PEEK Poly(ether-ether-ketone)

PEKK Poly(ether-ketone-ketone)

Andiamo qui a riportare i risultati sperimentali del confronto tra le proprietà di diversi tipi di compositi realizzati con vari tipologie di matrice termoplastica e rinforzo unidirezionale in carbonio ed il confronto tra le proprietà di compositi in matrice termoindurente e termoplastica.

Proprietà di diversi compositi termoplastici

Le proprietà dei polimeri forniscono una importante indicazione delle proprietà del composito, ma le prestazioni dipendono altrettanto fortemente dal processo tecnologico di produzione del composito, e anche se le caratteristiche tipiche dei processi di produzione di compositi termoplastici restano sempre quelle ottime già elencate, le specifiche prestazioni, processabilità e costi variano significativamente con l'utilizzo dei differenti polimeri termoplastici.

Sono stati realizzati nastri unidirezionali in fibra di carbonio a modulo standard (SM) e modulo intermedio (IM). Le proprietà delle fibre sono riassunte in Tab. 36:

| Property | Units | Standard Modulus | Intermediate Modulus |
|-------------------------|-------|------------------|----------------------|
| Tow Tensile Modulus | GPa | 228 | 290 |
| Tow Tensile Strength | MPa | 4278 | 5760 |
| Tow Ultimate Elongation | % | 1.87 | 1.99 |

Tab. 1.36: Proprietà fibre di carbonio utilizzate

La forma delle fibre in nastri unidirezionali garantisce un confronto diretto dei compositi basati su differenti polimeri e fibre, in quanto la grande variabilità di proprietà data dall'ondulazione della tessitura viene evitata. I compositi sono stati realizzati utilizzando processi di impregnazione brevettati e le proprietà fisiche dei compositi risultanti sono:

Fiber areal weight: 145g/m²
 Resin content: 32-34%

I materiali compositi sono stati forniti da Cytec Engineered Materials sotto i nomi commerciali di (resine):

PEI APC(PEI)TM
 PEEK APC-2TM
 PEKK APC(PEKK)TM

I compositi in PPS sono un sistema di materiale ancora in fase di sviluppo.

I laminati termoindurenti per il confronto successivo sono stati realizzati con compattazione in autoclave con cicli di cura adatti ai rispettivi polimeri. Altre condizioni del processo di consolidamento sono:

Consolidation pressure: 690kPa
 Consolidation time: 20minutes
 Cooling rate: 5-10°C/min

Proprietà del composito - Fibra di Carbonio a Modulo Standard

Le prove sono state realizzate secondo i metodi standard su provini di composito in matrice termoplastica e rinforzo di fibra di carbonio di tipo high strength - standard modulus, ed i risultati sono riassunti in Tab. 37:

| Property - Test Method | Units | PEI | PPS | PEEK | PEKK |
|-----------------------------------------------|-------|------|------|------|------|
| 0° Tension - ASTM D3039 | | | | | |
| Strength | MPa | 2277 | 2087 | 2350 | 2342 |
| Modulus | GPa | 135 | 131 | 138 | 136 |
| 0° Compression - SACMA SRM-1 | | | | | |
| Strength | MPa | 1100 | 1052 | 1360 | 1615 |
| Modulus | GPa | 123 | 118 | 124 | 123 |
| In-Plane Shear - ASTM D3518 | | | | | |
| Strength | MPa | 138 | 65 | 186 | 146 |
| Modulus | GPa | 5.0 | 4.7 | 5.7 | 5.6 |
| Short-Beam Shear - ASTM D2344 | | | | | |
| Strength | MPa | 92 | 80 | 105 | 98 |
| Open-Hole Tension - ASTM D5766 | | | | | |
| Strength | MPa | - | 426 | 386 | 398 |
| Open-Hole Compression - ASTM D6484 | | | | | |
| Strength | MPa | - | 247 | 324 | 335 |
| Compression After Impact - SACMA SRM-2 | | | | | |
| Strength ¹ | MPa | 352 | 154 | 338 | 251 |

1. After 6.67J/mm Impact

Tab. 1.37: Proprietà meccaniche a temperatura ambiente di composito con fibre di carbonio SM

Le proprietà meccaniche dominate dalle fibre sono normalizzate al 60% di volume di fibra.

Proprietà del composito - Fibra di Carbonio a Modulo Intermedio(IM)

Le prove sono state realizzate secondo i metodi standard su provini di composito in matrice PEEK e PEKK con rinforzo di fibra di carbonio di tipo high strength - intermediate modulus, ed i risultati sono riassunti in Tab. 38:

| Property - Test Method | Units | PEEK | PEKK |
|-----------------------------------------------|-------|------|------|
| 0° Tension - ASTM D3039 | | | |
| Strength | MPa | 2900 | 2755 |
| Modulus | GPa | 172 | 168 |
| 0° Compression - SACMA SRM-1 | | | |
| Strength | MPa | 1310 | 1220 |
| Modulus | GPa | 152 | 150 |
| In-Plane Shear - ASTM D3518 | | | |
| Strength | MPa | 179 | 130 |
| Modulus | GPa | 5.5 | 4.9 |
| Open-Hole Tension - ASTM D5766 | | | |
| Strength | MPa | 476 | 514 |
| Open-Hole Compression - ASTM D6484 | | | |
| Strength | MPa | 324 | 315 |
| Compression After Impact - SACMA SRM-2 | | | |
| Strength ¹ | MPa | 366 | 307 |

1. After 6.67J/mm Impact

Tab. 1.38: Proprietà meccaniche a temperatura ambiente di composito con fibre di carbonio IM

Le proprietà meccaniche dominate dalle fibre sono normalizzate al 60% di volume di fibra

Proprietà meccaniche della lamina

I moduli elastici a trazione e compressione e resistenze a trazione longitudinali per i compositi SM sono simili per qualunque tipo di matrice utilizzata. I risultati sono in linea a quelli riscontrabili per compositi ad elevate prestazioni con matrice termoindurente, quali sistemi di resina epossidica.

Differenze iniziano ad esserci evidentemente per la resistenza a compressione. La più elevata resistenza a compressione di PEEK e PEKK è dovuta alla combinazione di polimero ad alto modulo e ottimizzazione dell'interfaccia fibra-matrice. La qualità ed il tipo di polimero PEEK e PEKK è adattato all'utilizzo per compositi.

Ulteriori differenze sono evidenti nelle proprietà a taglio, come mostrato in Fig. 76. Le proprietà di delaminazione e taglio nel piano mostrano un andamento simile, con i

risultati peggiori per PPS e migliori per PEEK. La resistenza a taglio del composito dipende da una combinazione delle proprietà del polimero e della resistenza dell'interfaccia fibra-matrice realizzata durante il processo di produzione. La bassa resistenza a taglio del composito in PPS è portata dalla bassa tenacità del polimero PPS. I compositi in PPS sono molto suscettibili di microfratture che non possono essere eliminate prontamente. L'elevata resistenza dei compositi PEI, PEEK e PEKK riflettono sia l'elevato allungamento del polimero sia la resistenza dell'interfaccia, particolarmente nel caso di prova di resistenza a taglio nel piano.

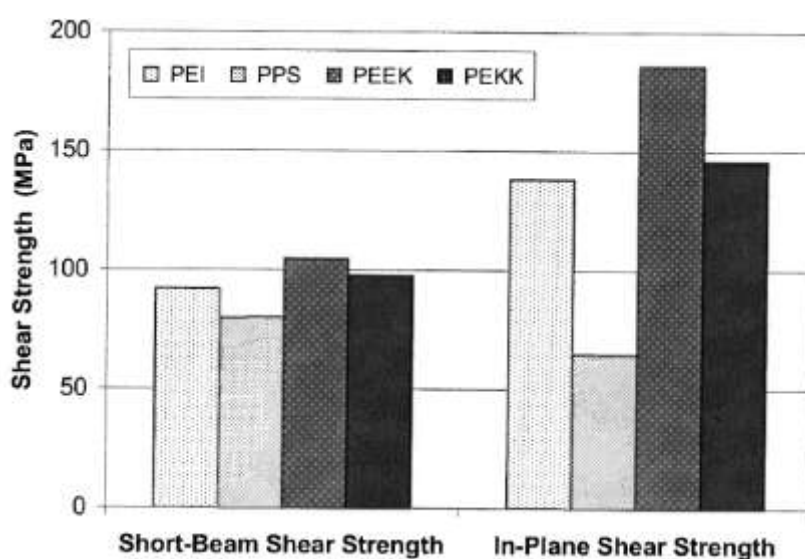


Fig. 1.76: *Resistenza a taglio di compositi termoplastici con fibra di carbonio SM. Forma in nastri unidirezionali. Prove eseguite a temperatura ambiente.*

I compositi a modulo intermedio presentano moduli elastici a trazione e compressione longitudinali superiori e resistenza a trazione longitudinale superiore rispetto ai compositi standard modulus. La resistenza a compressione dei compositi a modulo intermedio è leggermente inferiore rispetto ai compositi a modulo standard. Un fenomeno simile è osservabile nei compositi termoindurenti. La resistenza a taglio nel piano dei compositi SM e IM con stesse matrici sono molto simili.

Proprietà di progetto

In molte applicazioni le prestazioni finali di progetto sono limitate dalla presenza di

fori o danneggiamenti. Queste proprietà di progettazione sono tipicamente valutate utilizzando i risultati delle prove a trazione e compressione di provino forato (open-hole tension and compression test) e di compressione dopo impatto. I risultati di queste prove sono riportati in Fig. 77.

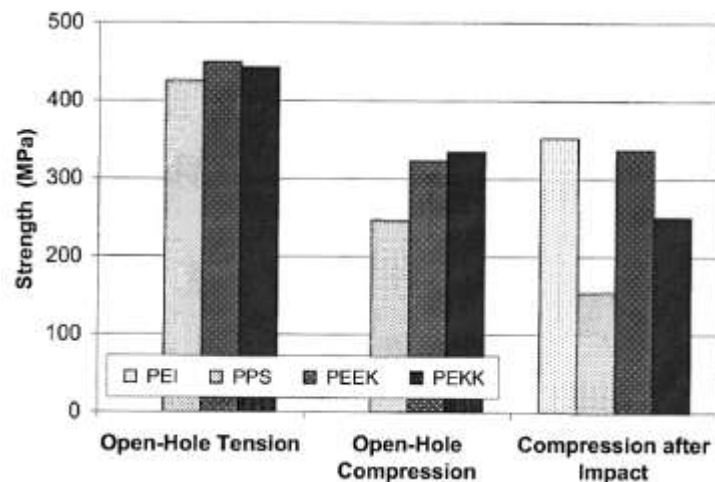


Fig. 1.77: *Proprietà di progetto di compositi termoplastici in fibra di carbonio SM. Forma in nastri unidirezionali. Prove eseguite a temperatura ambiente.*

La resistenza a trazione open-hole dei compositi a matrice PPS, PEEK, PEKK con fibre SM sono simili, a causa del fatto che questa prova è dominata dal comportamento delle fibre. Gli effetti della matrice diventano evidenti nei risultati della prova a compressione open-hole, nella quale la resistenza dei compositi a matrice PEEK e PEKK sono maggiori di oltre il 30% rispetto ai compositi in PPS. Le differenze diventano più pronunciate nella prova di compressione dopo impatto, nella quale le resistenze dei compositi in PEEK e PEKK risultano più del doppio di quella dei compositi in PPS. Queste differenze sono dovute alla maggiore tenacità dei polimeri PEI, PEEK e PEKK e a fenomeni di microfrattura nei compositi in PPS [17, 18].

Effetto di temperatura e umidità

In diverse applicazioni i compositi sono esposti a temperature estremamente basse o elevate e umidità. La resistenza a trazione open-hole è di solito valutata a

temperature basse a causa del fatto del potenziale insorgere di comportamento fragile della matrice e conseguente diminuzione della sua resistenza. La resistenza open-hole misurata è mostrata in Fig. 78 nella quale è mostrato che la resistenza di tutti i materiali è maggiore alla temperatura di -55°C rispetto alla temperatura ambiente, il che indica l'assenza di decadimenti della tenacità della matrice a temperature inferiori a quella ambiente.

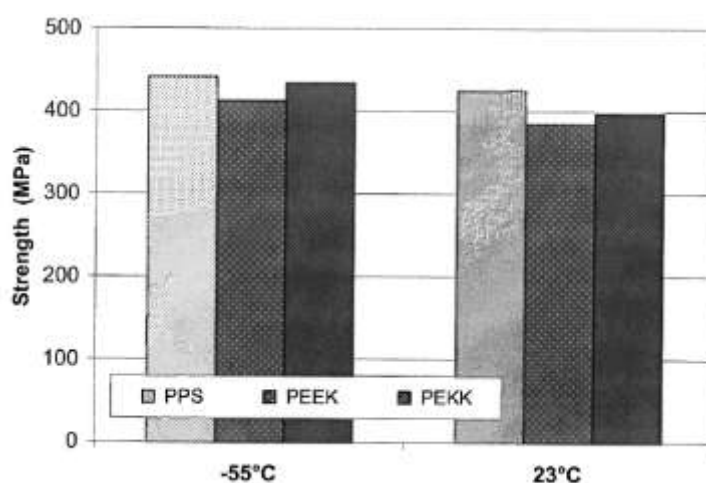


Fig. 1.78: *Effetto della temperatura sulla resistenza open-hole a trazione. Nastri unidirezionali con fibre di carbonio SM. Laminato quasi-isotropo.*

La prova di compressione open-hole è generalmente valutata sotto condizioni di elevata temperatura e/o umidità a causa della potenziale plasticizzazione della matrice. I compositi in PEEK e PEKK sono stati portati al peso di equilibrio in camera climatica alla temperatura di 70°C e 85% di umidità relativa. L'andamento dell'assorbimento di umidità dei laminati quasi isotropi è rappresentato in Fig. 138. L'assorbimento di umidità trova il suo equilibrio per entrambe i compositi in un range compreso tra il 0,16% ed il 0,18% di aumento in peso, il quale valore è estremamente basso, molto minore rispetto ai compositi termoindurenti. Gli effetti della temperatura e umidità sulle proprietà a compressione secondo la prova open-hole sono mostrati in Fig. 79.

Entrambe PEEK e PEKK presentano una certa conservazione delle buone proprietà di resistenza a compressione open-hole in presenza di elevate temperature e umidità.

Entrambe i materiali mantengono oltre l'87% della resistenza a temperatura ambiente nelle condizioni di 82°C/umido e almeno l'80% a 120°C.

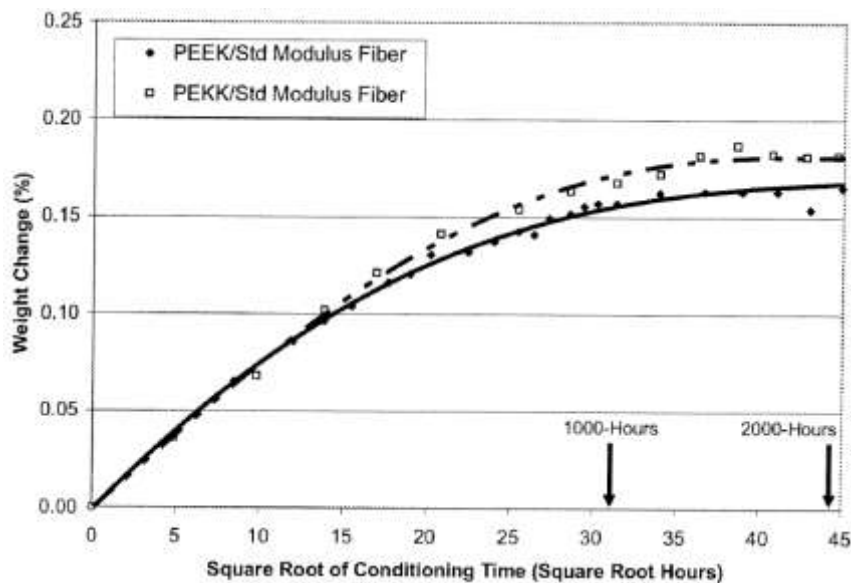


Fig. 1.79: *Cambiamento in peso di compositi in PEEK e PEKK e fibra di carbonio SM condizionati a 70°C e 85% di umidità relativa. Laminato quasi isotropo a 32 plies.*

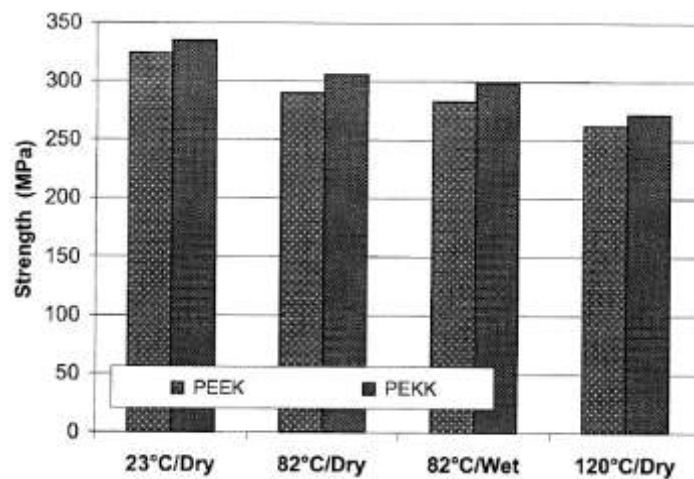


Fig. 1.80: *Effetto della temperatura e umidità sulla resistenza open-hole a compressione. Nastri unidirezionali con fibre di carbonio SM. Laminato quasi-isotropo.*

In [19] si afferma che la resistenza agli agenti ambientali dei termoplastici in generale è abbastanza buona. A seconda del tipo di materiale, il PEI può essere molto meno resistente del PPS o del PEEK. LA tipologia più comunemente usata di PEI è

l'Ultem 1000, che è solubile in solventi clorurati come il cloruro di metilene e cloroformio. Nel 1980 il cloruro di metilene è stato utilizzato dalle Forze aeree, come sverniciatore, così che la considerazione del PEI per l'utilizzo di aerei militari è decaduto. Tale uso del cloruro di metilene è stato interrotto.

Si è trovato del fluido idraulico (Skydrol) per attaccare il PEI. Di conseguenza, l'uso di Ultem 1000 si limita agli interni di aeromobili commerciali, come Airbus A3XX. Un altro tipo di PEI, Ultem D5000, è abbastanza inerte con rispetto del fluido idraulico. In questo momento, l'uso di questo grado di PEI non è diventato prevalente.

La Tab. 39 confronta qualitativamente gli effetti di vari agenti ambientali sulla PEI (Ultem 1000), PPS, PEKK, e PEEK.

| Environmental agent | PEI ^(a) | PPS ^(a) | PEKK ^(b) | PEEK ^(b) |
|---------------------------|--------------------|--------------------|---------------------|---------------------|
| Water or humidity | Good | Excellent | Excellent | Excellent |
| JP-4, JP-5 fuels | Excellent | Excellent | Excellent | Excellent |
| Hydraulic fluid (Skydrol) | Very poor | Excellent | Excellent | Excellent |
| Methylene chloride | Poor | Good | Excellent | Good |
| Methylethylketone | Poor | Excellent | Excellent | Excellent |
| Ethylene glycol | Good | Excellent | Excellent | Excellent |

Note: PEI is Ultem 1000 Grade.

Sources:

(a) Ten Cate Advanced Composites bv. Composites

(b) Cytec Fiberite Advanced

Tab. 1.39: Resistenza ambientale di resine termoplastiche selezionate

Come indicato in tabella 39, i termoplastici hanno un'eccellente resistenza agli effetti di degradazione dell'acqua, anche immersi o causa di elevata umidità. Inoltre hanno buone proprietà dielettriche, e questo fa sì che vengano utilizzati per cupole di ricetrasmissione. I materiali termoindurenti sono igroscopici, e l'umidità assorbita provoca un graduale spostamento del comportamento dielettrico, degradando le prestazioni. La tabella 40 riassume le proprietà termiche di alcuni materiali compositi termoplastici.

| Properties | T300/PEI ^(a) | AS4/PEEK ^(b) | AS4/PEKK ^(b) |
|-----------------------------------------------------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| Density, g/cm ³ (lb/in. ³) | 1.51 (0.055) | 1.61 (0.058) | 1.58 (0.057) |
| Specific heat, J/kg · °C (Btu/lb · °F) | 1264 (0.302) | 1100 (0.263) | 860 (0.205) |
| Thermal conductivity | | | |
| Parallel to fibers, W/m · K (Btu · in./h · ft ² · °F) | 4.46 (30.9) | 4.92 (34.1) | ... |
| Perpendicular to fibers, W/m · K (Btu · in./h · ft ² · °F) | 0.43 (2.98) | 0.61 (4.23) | 0.41 (2.84) |
| Coefficient of thermal expansion | | | |
| Parallel to fibers, 10 ⁻⁷ /°C (10 ⁻⁷ /°F) | ... | 2.80 (5.04) | 3.00 (5.40) |
| Perpendicular to fibers, 10 ⁻⁵ /°C (10 ⁻⁵ /°F) | 3.10 (5.58) | 3.00 (5.40) | 4.40 (7.92) |

Standard modulus (227.5 GPa, or 33×10^6 psi) carbon fibers.

Sources:

(a) Ten Cate Advanced Composites bv.

(b) Cyttec Fiberite Advanced Composites

Tab. 1.40: Caratteristiche termiche dei termoplastici in fibra carbonio

Comportamento in ambienti fluidi

Gli effetti di ambienti fluidi su compositi in matrice PPS, PEI e PEKK sono stati studiati da Smith [20]. Questo lavoro affronta lo studio di rinforzi tessuti in fibra di carbonio e vetro, e condizionamenti in ambienti quali acqua, fluidi idraulici, fluidi antigelo e metil etil chetone (MEK). I compositi in PPS sono i più resistenti agli attacchi, in modo simile ai compositi ad elevate prestazioni in matrice termoindurente, seguiti dai PEKK. I compositi a matrice PEI mostrano degradi significativi dopo immersione in fluido idraulico a base estera e MEK. In base ai risultati gli autori concludono che la resistenza agli agenti ambientali dipenda fortemente dallo stato di cristallinità per cui PPS e PEEK esibiscono il minor degrado.

1.2.4.3 Confronto tra compositi a matrice termoplastica e termoindurente

Il confronto è eseguito con compositi in matrice termoindurente epossidica con rinforzo nella forma di nastri unidirezionali di fibra di carbonio a modulo intermedio, che sono utilizzati per applicazioni ad elevate prestazioni.

Le caratteristiche di progetto di comuni compositi termoindurenti rappresentativi di diverse classi di materiale sono mostrate in Tab. 41. Resine epossidiche di secondaria responsabilità strutturale (secondary structural epoxy) sono moderatamente tenaci e resine di primaria responsabilità strutturale (primary structural epoxy) sono

altamente tenaci, mentre ancora mantengono buone proprietà in temperatura/umidità. I compositi termoindurenti sono tutti stati polimerizzati a 177°C, ed il composito in bismaldeide è stato post-curato a 227°C.

| Property - Test Method | Units | Secondary Structure Epoxy | Primary Structure Epoxy | Bismaleimide |
|-----------------------------------------------|-------|---------------------------|-------------------------|--------------|
| Open-Hole Tension - ASTM D5766 | | | | |
| Strength 23°C | MPa | - | 448 | 441 |
| Open-Hole Compression - ASTM D6484 | | | | |
| Strength 23°C | MPa | 300 | 310 | 310 |
| Strength 82°C/Wet | MPa | 255 | 255 | 290 |
| Compression After Impact - SACMA SRM-2 | | | | |
| Strength ¹ 23°C | MPa | 200 | 262 | 214 |

1. After 6.67J/mm Impact

Tab. 1.41: Proprietà di progetto di materiali compositi in matrice termoindurente e rinforzo in fibra di carbonio IM

Le proprietà di progetto misurate a temperatura ambiente dei compositi a matrice termoindurente sono confrontati con compositi in PEEK e PEKK in Fig. 81. Un aspetto interessante dei risultati è che i compositi in matrice termoindurente e termoplastica presentano proprietà simili nelle prove a compressione open-hole a temperatura ambiente, nonostante le significative differenze nelle caratteristiche delle resine. Le differenze emergono nelle prove a compressione dopo impatto con i compositi in PEEK e PEKK che mostrano una resistenza significativamente maggiore rispetto agli altri materiali, inclusi i compositi in resina epossidica di primaria responsabilità strutturale.

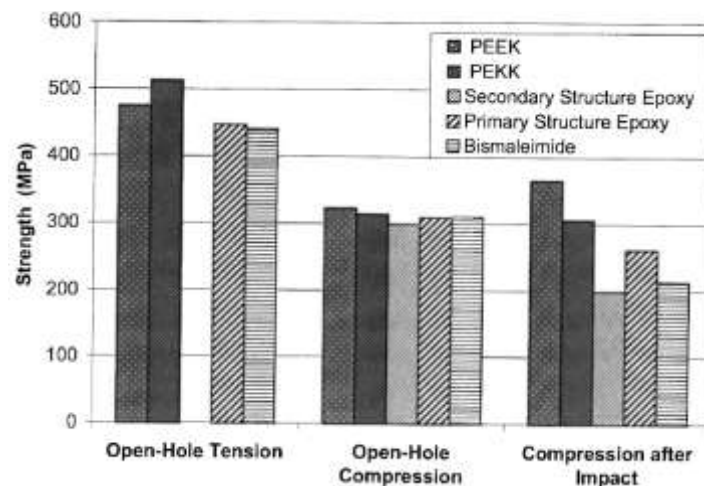


Fig. 1.81: Proprietà di progetto di compositi termoindurenti e termoplastici con fibra di carbonio IM. Forma di nastri unidirezionali. Prove a temperatura ambiente.

Le proprietà di progetto di resistenza a trazione open-hole in temperatura/umidità e compressione dopo impatto sono riportate in Fig. 82. Si noti che i compositi in bismaldeide si intendono adatti per utilizzazione a temperature maggiori di 82°C. I compositi termoplastici presentano maggiore resistenza a compressione dopo impatto rispetto ai compositi termoindurenti, quando valutati con rinforzi simili. I compositi in PEEK e PEKK presentano resistenza a compressione open-hole in temperatura/umidità simili, maggiori rispetto a quelle dei compositi termoindurenti.

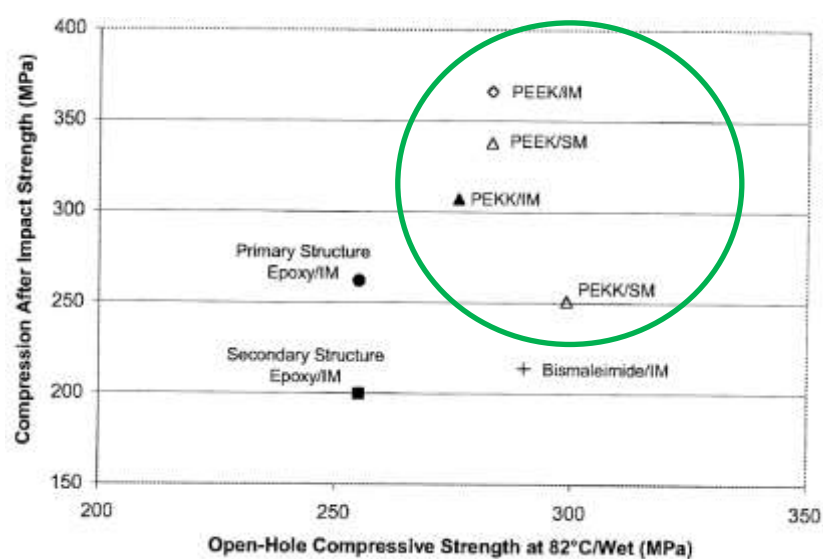


Fig. 1.82: Compressione dopo impatto e Resistenza hot/wet a compressione open-hole per compositi termoplastici e termoindurenti

Conclusioni sui termoplastici

I polimeri termoplastici ed i relativi compositi sono propri di un range ampio di caratteristiche che possono essere riassunti in questo modo:

- **PEI:** Alta T_g , costo moderato, ampia finestra di processabilità, alta tenacità. Raccomandato per applicazioni che non richiedano resistenza ad agenti ambientali, quali ad esempio interni di aeromobili.
- **PPS:** Moderata T_g , limitata tenacità, alta resistenza agli agenti ambientali, costo moderato. Raccomandato per applicazioni che necessitino di elevata resistenza agli agenti atmosferici, che richiedano resistenza a moderata temperatura ed elevata tenacità.
- **PEEK:** Presenta le proprietà meccaniche maggiori, resistente alle elevate temperature ed elevata tenacità. Costi elevati ed elevata temperatura di processo. Raccomandato per le applicazioni più esigenti.
- **PEKK:** Prestazioni e resistenza alla temperatura simili al PEEK, con leggera riduzione delle prestazioni in aree specifiche. Costo intermedio e intermedia temperatura di processo. Raccomandato per applicazioni che necessitino di elevate prestazioni a costi moderati.

I compositi PEEK e PEKK presentano performance simili o superiori rispetto allo stato dell'arte dei polimeri termoindurenti. Inoltre i compositi termoplastici offrono il vantaggio di una potenziale riduzione dei costi di produzione rispetto ai compositi termoindurenti. I compositi a matrice termoplastica garantiscono il raggiungimento di differenti prestazioni e necessità di costo per una grande varietà di materiali ed applicazioni.

Altri preimpregnati termoplastici in unidirezionale di fibre di carbonio e vetro

La tabella 42 confronta le proprietà di PEEK, PEKK, PEI rinforzati con fibra di carbonio unidirezionale. Le resine di polieterimide e PPS sono state ampiamente caratterizzate con tessuti di carbonio.

| Properties | AS4/PEKK ^(a) | T650-35/PEI ^(b) | AS4/PEEK ^(a) | IM7/PEEK ^(a) |
|--------------------------------------------------------------------------------|-------------------------|----------------------------|-------------------------|-------------------------|
| Fiber volume, % | 60 | 58 | 61 | 61 |
| 0° tensile strength, MPa (ksi) | 1965 (285) | 2050 (297) | 2070 (300) | 2896 (420) |
| 0° tensile modulus, GPa (10 ⁶ psi) | 127 (18.4) | 139 (20.2) | 138 (20.0) | 169 (24.5) |
| 0° compression strength, MPa (ksi) | 1068 (155) | 1720 (249) | 1283 (186) | 1206 (175) |
| 0° compression modulus, GPa (10 ⁶ psi) | 121 (17.6) | 133.5 (19.4) | 124 (18.0) | ... |
| 0° flexural strength, MPa (ksi) | 1930 (280) | 1630 (236) | 2000 (290) | 2084 (302) |
| 0° flexural modulus, GPa (10 ⁶ psi) | 128 (18.6) | 123.4 (17.9) | 124 (18.0) | 157 (22.8) |
| ±45 in-plane shear strength, MPa (ksi) | 131 (19.0) | 91 (13.2) | 186 (27.0) | 179 (26.0) |
| ±45 in-plane shear modulus, GPa (10 ⁶ psi) | 6.8 (0.99) | 5.0 (0.73) | 5.7 (0.83) | 5.5 (0.80) |
| Open-hole tension strength, MPa (ksi) | 335 (48.6) | ... | 386 (56.0) | 476 (69.0) |
| Open-hole compression strength, MPa (ksi) | 325 (47.1) | 321 (46.6) | 324 (47.0) | 324 (47.0) |
| Compression strength after impact, MPa (ksi) | 274 (39.7) | 352 (51.1) | 338 (49.0) | 370 (53.7) |
| (0 ₂ , ±45) ₂ tensile strength, MPa (ksi) | ... | 1200 (174) | ... | ... |
| (0 ₂ , ±45) ₂ tensile modulus, GPa (10 ⁶ psi) | ... | 78.0 (11.3) | ... | ... |
| (0 ₂ , ±45) ₂ compression strength, MPa (ksi) | ... | 1070 (155) | ... | ... |
| Short-beam shear strength, MPa (ksi) | 98 (14.2) | 101 (14.7) | ... | ... |

Sources:

(a) Cyttec Fiberite Advanced Composites.

(b) Hexcel Composites

Tab. 1.42: Proprietà dei compositi a matrice termoplastica con fibre di carbonio (Nastro unidirezionale di fibra di carbonio)[19]

La tabella 43 confronta le proprietà del PEEK e PEKK per fibre di vetro unidirezionali S2.

| Properties | PEEK | PEKK |
|---------------------------------------------------|------------|------------|
| 0° tensile strength, MPa (ksi) | 1170 (170) | 1675 (243) |
| 0° tensile modulus, GPa (10 ⁶ psi) | 55 (8.0) | 52 (7.5) |
| 0° compression strength, MPa (ksi) | 1100 (160) | 1220 (177) |
| 0° compression modulus, GPa (10 ⁶ psi) | 55 (8.0) | ... |

Fiber volume = 60–61%.

Source: Cyttec Fiberite

Tab. 1.43: Proprietà dei compositi a matrice termoplastica con fibre di vetro (Nastro unidirezionale S2-glass)

Si riportano in Tab. 44 le caratteristiche meccaniche di alcuni materiali semi-finiti (preimpregnati) termoplastici in unidirezionale di fibra di carbonio o vetro, e diversi tipi di matrici per diversi produttori:

| Semi-finished Unidirectional Thermoplastic Composites | | | | | | | | | | | | |
|-------------------------------------------------------|-------------------------|---------------------|----------------|--------|------------------------------|------------------------|-----------------------|--------------------|-------------------------|------------------------|-----------------------|-----------------------------------|
| Supplier | Product | Volume Fraction (%) | Reinforcement | Matrix | Density (kgm ⁻³) | Tensile Strength (MPa) | Tensile Modulus (GPa) | Failure Strain (%) | Flexural Strength (MPa) | Flexural Modulus (GPa) | Melt Temperature (°C) | Glass Transition Temperature (°C) |
| Cytec | APC-2 | 63 | Carbon | PEEK | - | 2400/82 | 151/9.9 | - | 2280 | 138 | 340 | - |
| Dow | Fulcrum (76% glass) | - | Glass | TPU | 1910 | 1000 | 45 | 2.2 | 1150 | 45 | - | - |
| Gurit | SUPreM | 60 | Carbon | PEEK | - | 2800 | 142 | 1.9 | 2000 | 120 | - | - |
| Schappe Techniques | TPFL UD Carbon | 52 | Carbon Slivers | PEEK | 1550 | 2150/2067 | 130/125 | - | 1950/1805 | 120/115 | 334 | 143 |
| | TPFL UD Carbon | 54 | Carbon Slivers | PPS | 1590 | 1850/1712 | 130/120 | - | 1600/1480 | 126/116 | 285 | 91 |
| | TPFL UD Carbon | 56 | Carbon Slivers | PA12 | 1440 | 2100/1944 | 125/115 | - | 812/750 | 100/92 | 178 | 41 |
| | GN 638T Tape | 35 | UD Glass | PP | 1480 | 720/11 | 28 | 1.9 | 436 | 21 | - | - |
| Vetrotex | Twintex, GF/PP | 50 | UD Glass | PP | 1750 | 700 | 38 | - | 400 | 32 | - | - |
| | Twintex, GF/PET | 50 | UD Glass | PET | 1900 | 870 | 37.6 | - | 1025 | 37.7 | - | - |
| Ten Cate Advanced Composites | CETEX CD5150 Carbon/PEI | 60 | UD Carbon | PEI | 1550 | 1890 | 128 | - | 1289 | 99 | 310 | 85/120 |

Tab. 1.44: Semi-finished Unidirectional Thermoplastic Composites

Altri preimpregnati termoplastici in tessuto di fibra di carbonio

La tabella 146 contiene i valori tipici di proprietà per PEI e per PPS combinato con 5HS e plain weave di tessuti di carbonio [19].

| Properties | 5HS/PEI | 5HS/PPS | Plain PEI | Plain PPS |
|---------------------------------------------------------|------------|------------|------------|------------|
| Tensile strength, MPa (ksi) | | | | |
| Warp | 656 (95) | 592 (86) | 670 (97) | 670 (97) |
| Weft | 673 (98) | 725 (105) | 626 (91) | 569 (83) |
| Tensile modulus, GPa (10⁶ psi) | | | | |
| Warp | 56 (8.1) | 54 (7.8) | 59 (8.6) | 56 (8.1) |
| Weft | 58 (8.3) | 54 (7.8) | 56 (8.1) | 54 (7.8) |
| Compression strength, MPa (ksi) | | | | |
| Warp | 750 (109) | 589 (85) | 632 (92) | 606 (88) |
| Weft | 754 (109) | 513 (74) | 642 (93) | 459 (67) |
| Compression modulus, GPa (10⁶ psi) | | | | |
| Warp | 52 (7.5) | 55 (8.0) | 53 (7.7) | 52 (7.5) |
| Weft | 52 (7.5) | 52 (7.5) | 52 (7.5) | 51 (7.4) |
| Flexural strength, MPa (ksi) | | | | |
| Warp | 870 (126) | 854 (124) | 809 (117) | 750 (109) |
| Weft | 793 (115) | 842 (122) | 769 (112) | 750 (109) |
| Flexural modulus, GPa (10⁶ psi) | | | | |
| Warp | 50 (7.3) | 52 (7.6) | 47 (6.8) | 47 (6.8) |
| Weft | 44 (6.4) | 50 (7.2) | 46 (6.7) | 51 (7.3) |
| In-plane shear strength, MPa (ksi) | 118 (17.1) | 110 (16.0) | 125 (18.1) | 100 (14.5) |
| In-plane shear modulus, GPa (10⁶ psi) | 3.4 (0.49) | 4.2 (0.60) | 3.4 (0.49) | 3.9 (0.57) |
| Open-hole tensile strength, MPa (ksi) | 270 (39.2) | 274 (39.7) | 261 (37.9) | 261 (37.9) |
| Open-hole compression strength, MPa (ksi) | 268 (38.9) | 259 (37.6) | 275 (39.9) | 239 (34.7) |
| Bearing strength at yield, MPa (ksi) | ... | 391 (56.7) | ... | 352 (51.1) |
| Bearing strength, ultimate, MPa (ksi) | ... | 738 (107) | ... | 652 (94.6) |

Fiber volume = 50%.

Source: Ten Cate Advanced Composites bv

Tab. 1.45: Valori tipici di proprietà per PEI e per PPS con rinforzi di carbonio con armature 5HS e PlainWave

Si riportano in Tab. 46 le caratteristiche meccaniche di alcuni materiali semi-finiti (preimpregnati) termoplastici in tessuto di fibra di carbonio in diverse forme di fibra, matrici e produttori, da fonte [19]:

| Carbon Fibre Reinforced Semi-finished Thermoplastic Composite Materials | | | | | | | | | | | | | |
|-------------------------------------------------------------------------|----------------------------------|---------------------|-------------------------|--------|------------------------------|------------------------|-----------------------|--------------------|-------------------------|------------------------|-----------------------|-----------------------------------|----------------------------------|
| Supplier | Product | Volume Fraction (%) | Reinforcement | Matrix | Density (kgm ⁻³) | Tensile Strength (MPa) | Tensile Modulus (GPa) | Failure Strain (%) | Flexural Strength (MPa) | Flexural Modulus (GPa) | Melt Temperature (°C) | Glass Transition Temperature (°C) | Heat Deflection Temperature (°C) |
| EMS Grivory | Carbon/PA12 | 54 | 2/2 Twill Carbon Fabric | PA12 | 1430 | 790 | 62.6 | 1.3 | - | - | - | - | - |
| Schappe Techniques | Stretch broken commingled fabric | 56 | 5HS Carbon Fabric | PA12 | 1440 | 801 | 61 | 1.3 | 606 | 52 | - | - | - |
| | Stretch broken commingled fabric | 56 | 5HS Carbon Fabric | PA12 | 1440 | 631 | 58 | 1.2 | 332 | 42 | - | - | - |
| Ten Cate Advanced Composites | CETEX CD0282 PEI/Carbon | 50 | 5HS Carbon Fabric | PEI | 1510 | 656/673 | 56/57 | - | 870/793 | 50/44 | 310 | 210 | - |
| | CETEX CD0200 PEI/Carbon | 50 | Plain Carbon Fabric | PEI | 1510 | 670/626 | 59/56 | - | 669/585 | 28/25 | 310 | 210 | - |
| | CETEX CD0282 PPS/Carbon | 50 | 5H Carbon fabric | PPS | 1550 | 617/754 | 56/57 | - | 567/498 | 52/50 | 280 | 85/120 | - |
| | CETEX CD0206 PPS/Carbon | 50 | Plain Carbon Fabric | PPS | 1550 | 657/565 | 55/54 | - | 614/464 | 53/52 | 280 | 85/120 | - |
| | | | | | | | | | | | | | |
| Bond Laminates | TEPEX 201 Carbon C200 | 48 | Carbon Twill 2/2 | PA66 | 1500 | 785/725 | 53.0/51.0 | 2.1/2.1 | 760/730 | 45.5/43.0 | 260 | 70 | 255 |
| | TEPEX 206 Carbon C200 | 50 | Carbon Twill 2/2 | PA12 | 1400 | 610/590 | 55.0/52.0 | 2.1/2.1 | 450/430 | 37.0/35.5 | 180 | 49 | 170 |
| | TEPEX 207 Carbon C285 | 50 | Carbon 5 Satin | PPS | 1550 | 710/680 | 55.0/52.0 | 2.1/2.1 | 650/620 | 40.0/38.0 | 280 | 90 | 270 |
| | TEPEX 208 Carbon C200 | 50 | Carbon Twill 2/2 | TPU | 1500 | 710/680 | 48.5/43.8 | 1.5/1.5 | 745/685 | 41.0/39.0 | 190 | - | 185 |
| | TEPEX 209 Carbon C200 | 50 | Carbon Twill 2/2 | PA46 | 1500 | 780/750 | 55.0/52.0 | 2.1/2.1 | 750/720 | 43.0/41.5 | 295 | 80 | 290 |

Tab. 1.46: Carbon Fibre Reinforced Semi-finished Thermoplastic Composite Materials [19]

1.2.5 Criteri generali per la scelta del tessuto e sistema di tessuto

A causa del grande grado di flessibilità nella realizzazione di forme di materiali compositi, gli ingegneri sono incoraggiati ad essere creativi nella scelta di particolari forme di materiale. Se una particolare forma di materiale o geometria del pezzo comportano progettazioni e tecnologie realizzative innovative e non descritte nei presenti lavori, gli ingegneri sono incoraggiati a chiedere ciò che vogliono. A meno del prezzo la flessibilità realizzativa nel campo dei materiali compositi è vastissima. Ad esempio la dimensione dei tow disponibili per fibre di vetro o carbonio dipende dai bisogni specifici.

Nel caso di fibre di carbonio per esempio la necessità di tessuti woven per la realizzazione di forme complesse comporta una richiesta di tows più piccoli. Di conseguenza per la realizzazione di tessuti di alta qualità altamente drappabili vengono utilizzati tows a 1000, 3000 e 6000 filamenti (1, 3 e 6K). Più recentemente la necessità di fibra di carbonio per applicazioni commerciali-industriali a basso costo ha portato alla disponibilità sul mercato di tessuti con tows più grandi (da 48K a >200K).

Esempi simili possono essere citati per la larghezza, contenuto di resina e spessore di nastri prepreg.

Perciò, la forma del materiale costituente grezzo può essere adattata a raggiungere requisiti in continua evoluzione. Un importante fattore di scelta nella selezione del materiale è il costo, un'area nella quale storicamente i materiali compositi non hanno tariffe a buon mercato. In ogni modo, recenti diminuzioni del prezzo della fibra di carbonio accompagnati da sviluppi nei metodi realizzativi a basso costo ed una continua domanda

per elevata efficienza strutturale stanno portando ad un forte cambiamento della reputazione economica dei materiali compositi. Dal momento che i materiali compositi iniziano a competere con i tradizionali materiali a basso costo, il costo del materiale composito sarà un fattore sempre più importante.

Alcune linee guida da tenere a mente sono:

- Fibre: più grande è il numero di filamenti per tow, più basso è il costo
- Resine: minore è la performance a temperatura, minore è il costo
- Prepreg: più largo è il prodotto (nastro o tessuto), minore è il costo

La appropriata scelta del materiale costituente e della forma di materiale in relazione all'applicazione strutturale e alla realizzazione tecnologica è critica nel successo del progetto. Un aumento di prestazioni solitamente comporta aumento di costi, e una limitazione dei costi generalmente inizia con la scelta del materiale.

Capitolo 2

FIBRE E COLLEGAMENTI, LA VIA DELLA NASTRATURA

2.0 Introduzione

Il perseguimento dello scopo del seguente lavoro che consiste nella proposizione di una metodologia progettuale e processo tecnologico innovativi per il raggiungimento della massima efficienza strutturale in componenti compositi producibili in grande serie verrà continuato con un'analisi dell'efficienza meccanica dei diversi tipi di tessuto laminato e delle diverse tipologie di giunzione di componenti in materiale composito. Verrà posta particolare attenzione al decadimento delle proprietà meccaniche della fibra unidirezionale nelle trasformazioni in utilizzazione sotto forma di tessuto e laminato ed alla ulteriore perdita di efficienza strutturale in corrispondenza delle concentrazioni di tensione tipiche di alcuni metodi di giunzione.

2.1 Decadimento delle proprietà meccaniche della fibra unidirezionale nelle trasformazioni in utilizzazione sotto forma di tessuto e laminato

Andiamo a riportare in Tab. 1 alcuni valori tipici di proprietà di materiali strutturali convenzionali e compositi laminati bidirezionali (cross-ply) bilanciati classici, ottenuti per hand lay-up e cura in autoclave.

| Material | Fiber Volume Fraction (V_f) (%) | Tensile Modulus (E) (GPa) | Tensile Strength (σ_u) (GPa) | Density (ρ) (g/cm ³) | Specific Modulus (E/ρ) | Specific Strength (σ_u/ρ) |
|--------------------|-------------------------------------|-------------------------------|---------------------------------------|-----------------------------------------|-------------------------------|---------------------------------------|
| Mild steel | | 210 | 0.45–0.83 | 7.8 | 26.9 | 0.058–0.106 |
| Aluminum | | | | | | |
| 2024-T4 | | 73 | 0.41 | 2.7 | 27.0 | 0.152 |
| 6061-T6 | | 69 | 0.26 | 2.7 | 25.5 | 0.096 |
| E-glass-epoxy | 57 | 21.5 | 0.57 | 1.97 | 10.9 | 0.26 |
| Kevlar 49-epoxy | 60 | 40 | 0.65 | 1.40 | 29.0 | 0.46 |
| Carbon fiber-epoxy | 58 | 83 | 0.38 | 1.54 | 53.5 | 0.24 |
| Boron-epoxy | 60 | 106 | 0.38 | 2.00 | 53.0 | 0.19 |

Tab. 2.1: Proprietà di materiali strutturali convenzionali e compositi epossidici con rinforzo di tessuto crossply bidirezionale [4]

| Material | Tensile Modulus (E) (GPa) | Tensile Strength (σ_u) (GPa) | Density (ρ) (g/cm ³) | Specific Modulus (E/ρ) | Specific Strength (σ_u/ρ) |
|----------------------------------|-------------------------------|---------------------------------------|-----------------------------------------|-------------------------------|---------------------------------------|
| Fibers | | | | | |
| E-glass | 72.4 | 3.5* | 2.54 | 28.5 | 1.38 |
| S-glass | 85.5 | 4.6* | 2.48 | 34.5 | 1.85 |
| Graphite (high modulus) | 390.0 | 2.1 | 1.90 | 205.0 | 1.1 |
| Graphite (high tensile strength) | 240.0 | 2.5 | 1.90 | 126.0 | 1.3 |
| Boron | 385.0 | 2.8 | 2.63 | 146.0 | 1.1 |
| Silica | 72.4 | 5.8 | 2.19 | 33.0 | 2.65 |
| Tungsten | 414.0 | 4.2 | 19.30 | 21.0 | 0.22 |
| Beryllium | 240.0 | 1.3 | 1.83 | 131.0 | 0.71 |
| Kevlar 49 (aramid polymer) | 130.0 | 2.8 | 1.50 | 87.0 | 1.87 |
| Conventional materials | | | | | |
| Steel | 210.0 | 0.34–2.1 | 7.8 | 26.9 | 0.043–0.27 |
| Aluminum alloys | 70.0 | 0.14–0.62 | 2.7 | 25.9 | 0.052–0.23 |
| Glass | 70.0 | 0.7–2.1 | 2.5 | 28.0 | 0.28–0.84 |
| Tungsten | 350.0 | 1.1–4.1 | 19.30 | 18.1 | 0.057–0.21 |
| Beryllium | 300.0 | 0.7 | 1.83 | 164.0 | 0.38 |

* Virgin strength values. Actual strength values prior to incorporation into composite are approximately 2.1 (GPa).

Tab. 2.2: Proprietà di fibre e convenzionali materiali strutturali isotropi [4]

Confrontando questi valori con le proprietà delle singole fibre riportate in Tab. 3 è possibile comprendere l'importanza del fenomeno del trasferimento delle proprietà dalla fibra al tessuto.

Si può osservare ad esempio come i valori di resistenza specifica (σ_u/ρ) e modulo elastico specifico (E/ρ) si riducano dal valore di 1.1 [GPa/ g cm³] e 205 [GPa/ g cm³] della singola fibra di carbonio HT al valore di 0.24 [GPa/ g cm³] e 53.5 [GPa/ g cm³] del laminato composito tipo plain-wave bilanciato bidirezionale. Si nota cioè una calo delle proprietà di circa quattro volte. Da letteratura si è dimostrato che il calo di proprietà della fibra dovuto alle intensificazioni degli sforzi causate dall'ondulazione necessaria per la tessitura trama-ordito è di circa la metà. L'altra metà del calo di proprietà per unità di peso del materiale è dovuta al fatto che in un laminato bilanciato [0/90] solo metà delle fibre (quelle a 0° o quelle a 90°) garantisce le proprietà lungo una delle direzioni principali. Riportiamo tipiche proprietà di compositi laminati unidirezionali con resina epossidica in Tab. 26:

| Property | Fiber type | | |
|------------------------------------------------------------------------------|------------|---------------------------|---------------------------|
| | E-Glass | Kevlar 49 | Graphite (Thornel 300) |
| Fiber volume fraction | 46 | 60–65 | 63 |
| Specific gravity | 1.80 | 1.38 | 1.61 |
| Tensile strength, 0° (MPa) | 1104 | 1310 | 1725 |
| Tensile modulus, 0° (GPa) | 39 | 83 | 159 |
| Tensile strength, 90° (MPa) | 36 | 39 | 42 |
| Tensile modulus, 90° (GPa) | 10 | 5.6 | 10.9 |
| Compression strength, 0° (MPa) | 600 | 286 | 1366 |
| Compression modulus, 0° (GPa) | 32 | 73 | 138 |
| Compression strength, 90° (MPa) | 138 | 138 | 230 |
| Compression modulus, 90° (GPa) | 8 | 5.6 | 11 |
| In-plane shear strength (MPa) | — | 60 | 95 |
| In-plane shear modulus (GPa) | — | 2.1 | 6.4 |
| Longitudinal Poisson ratio (ν_{LT}) | 0.25 | 0.34 | 0.38 |
| Interlaminar shear strength (MPa) | 31 | 69 | 113 |
| Longitudinal coefficient of thermal expansion ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$) | 5.4 | −2.3 to −4.0 ^a | 0.045 |
| Transverse coefficient of thermal expansion ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$) | 36 | 35 ^b | 20.2 |

^a −79 to +100°C.
^b −195 to +120°C.

Tab. 2.3: Tipiche proprietà di unidirectional-fiber-reinforced epoxyresins [4]

Riportiamo inoltre una tabella riportante le proprietà fisiche, meccaniche e igrotermiche di dieci compositi commerciali (Tab. 76). Otto di questi sono unidirezionali, mentre gli ultimi due sono tessuti. Le proprietà qui fornite possono essere utilizzate per iniziali propositi progettuali. In ogni modo le proprietà finali del laminato differiranno a seconda del diverso processo tecnologico di realizzazione e dovranno essere valutate attraverso misure sperimentali.

| Material Description ^a | Fiber Volume Fraction V_f | Density (g/cm ³) | Elastic Constants | | | | Strengths | | | | | Hygrothermal Expansion Coefficients | | | |
|-----------------------------------------|-----------------------------|------------------------------|-------------------|-------------|------------|----------------|---------------------|----------------------|---------------------|----------------------|----------------------|-------------------------------------|-----------------------------------|-----------|-----------|
| | | | E_L (GPa) | E_T (GPa) | ν_{LT} | G_{LT} (GPa) | σ_{LU} (MPa) | σ'_{LU} (MPa) | σ_{TU} (MPa) | σ'_{TU} (MPa) | σ_{LTU} (MPa) | α_L (10 ⁻⁶ /°C) | α_T (10 ⁻⁶ /°C) | β_L | β_T |
| Carbon-epoxy T300/N5208 | 0.70 | 1.60 | 181.0 | 10.30 | 0.28 | 7.17 | 1500 | 1500 | 40 | 246 | 68 | 0.02 | 22.5 | 0 | 0.6 |
| Carbon-epoxy AS/H3501 | 0.66 | 1.60 | 138.0 | 8.96 | 0.30 | 7.10 | 1447 | 1447 | 51.7 | 206 | 93 | -0.3 | 28.1 | 0 | 0.4 |
| Carbon-PEEK AS4/APC2 | 0.66 | 1.60 | 134.0 | 8.90 | 0.28 | 5.10 | 2130 | 1100 | 80 | 200 | 160 | — | — | — | — |
| Carbon-epoxy IM6/epoxy | 0.66 | 1.60 | 203.0 | 11.20 | 0.32 | 8.40 | 3500 | 1540 | 56 | 150 | 98 | — | — | — | — |
| Carbon-epoxy T300/Fiberite 934 | 0.60 | 1.50 | 148.0 | 9.65 | 0.30 | 4.55 | 1314 | 1220 | 43 | 168 | 48 | — | — | — | — |
| Boron-epoxy B-4/N5505 | 0.50 | 2.00 | 204.0 | 18.50 | 0.23 | 5.59 | 1260 | 2500 | 61 | 202 | 67 | 6.10 | 30.30 | 0 | 0.6 |
| Glass-epoxy E-glass-epoxy | 0.45 | 1.80 | 38.6 | 8.27 | 0.26 | 4.14 | 1062 | 610 | 31 | 118 | 72 | 8.60 | 22.10 | 0 | 0.6 |
| Aramid-epoxy Kevlar 49/epoxy | 0.60 | 1.46 | 76.0 | 5.50 | 0.34 | 2.30 | 1400 | 235 | 12 | 53 | 34 | -4.00 | 79.0 | 0 | 0.6 |
| Carbon-epoxy T300/Fiberite 934 (13-mil) | 0.60 | 1.50 | 74.0 | 74.0 | 0.05 | 4.55 | 499 | 352 | 458 | 352 | 46 | — | — | — | — |
| Carbon-epoxy T-300/Fiberite 934 (7-mil) | 0.60 | 1.50 | 66.0 | 66.0 | 0.04 | 4.10 | 375 | 279 | 368 | 278 | 46 | — | — | — | — |

^aThe first eight materials are unidirectional, while the last two are fabric reinforced.

Tab. 2.4: Proprietà di alcuni laminati compositi commerciali [4]

Nel diagramma in Fig. 1 sono riportate le curve di comportamento a fatica di compositi unidirezionali.

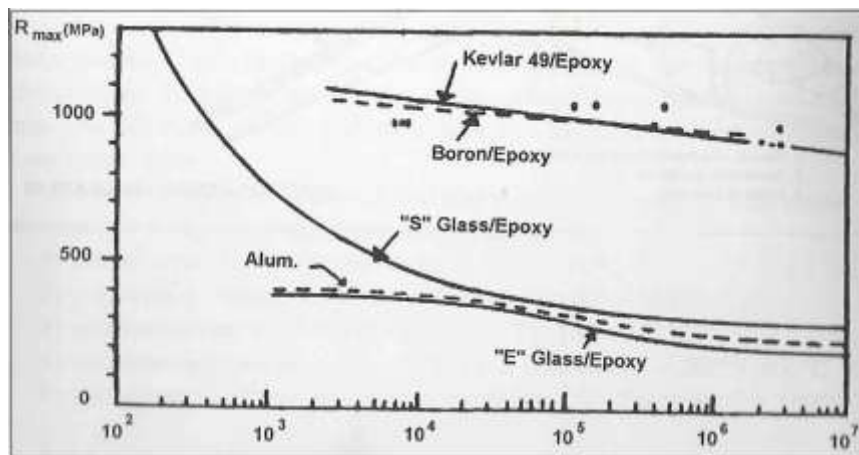


Fig. 2.1

Sull'asse delle ascisse sono rappresentati i numeri medi di cicli di sollecitazione a rottura per fatica al quale sono stati sottoposti campioni dei materiali considerati. Sull'asse delle ordinate sono invece rappresentati i valori delle sollecitazioni massime a fatica applicate agli stessi.

In riferimento ai metodi classici di valutazione delle proprietà all'impatto riportiamo alcuni valori tipici in Tab. 5 e Fig. 2:

| Material Description | Impact Energy | |
|-----------------------------------------------|-----------------|---------------------|
| | kJ/m^2 | ft-lb/in^2 |
| Modmor II graphite-epoxy ($V_f = 55\%$) | 114 | 54 |
| Kevlar-epoxy ($V_f = 65\%$) | 694 | 330 |
| S-Glass-epoxy ($V_f = 72\%$) | 694 | 330 |
| Nomex nylon-epoxy ($V_f = 70\%$) | 116 | 55 |
| Boron-epoxy ($V_f = 60\%$) | 78 | 37 |
| 4130 Steel alloy (UTS 100-160 ksi) | 593 | 282 |
| 4340 Steel alloy [Rockwell (43-46)] | 214 | 102 |
| 431 Stainless steel (annealed) | 509 | 242 |
| 2024-T3 Aluminum alloy | 84 | 40 |
| 6061-T6 Aluminum alloy | 153 | 73 |
| (solution treated and precipitation hardened) | | |
| 7075-T6 Aluminum alloy | 67 | 32 |
| (solution treated and precipitation hardened) | | |

Tab. 2.5: *Energie di impatto tipiche per diversi materiali - test di impatto standard Charpy V notched [21]*

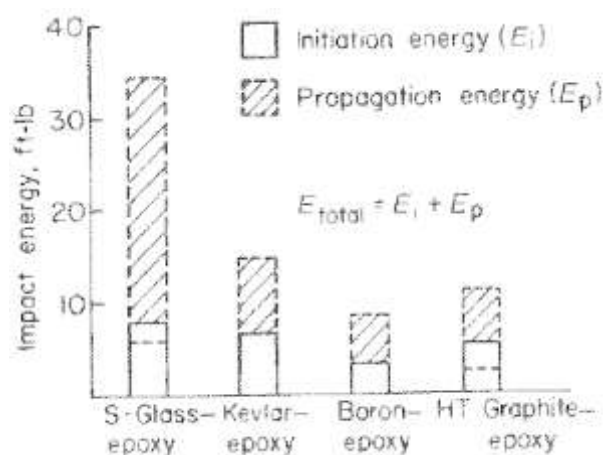


Fig. 2.2: *Energie di innesco e propagazione per diversi compositi [21]*

| Fiber | L/h^* | Dynamic Flexural Strength (10^3 psi) | E_t (ft-lb) | U_t (ft-lb/in. ²) | U_c (ft-lb/in. ²) | DI ^b |
|------------------------|---------|--------------------------------------------------|------------------|------------------------------------|------------------------------------|-----------------|
| E-Glass | 16.1 | 281 | 14 | 296 | 222 | .37 |
| Graphite (Thornel 300) | 14.6 | 229 | 4.8 | 89 | 40.8 | 1.2 |
| Graphite (GY-70) | 12.6 | 70 | 0.35 | 5.85 | 5.85 | 0 |
| Kevlar 49 | 10.5 | 98 | 8.9 | 113.6 | 36.2 | 2.2 |

*Span-depth ratio of beam.

^bDuctility index = $(E_c/E_t) = (U_c/U_t) = (U_c - U_t)/U_t$.

Source: Broutman and Mallick [72].

Tab. 2.6: Proprietà all'impatto di compositi unidirezionali carbon-epoxy [21]

La seguente tabella illustra l'importanza relativa al mercato di diversi formati intermedi di tessuto per applicazioni aerospaziali:

| | |
|-------------------------|---------------|
| Woven | 90+% |
| Filament winding | 5% |
| Braided | <1% |
| Knit | <1% |
| Prepregs | (a) |

(a) Depends on prepreg manufacture and its market segment/product line

Tab. 2.7: Mercato delle preforme, aerospace [22]

In Fig. 3 si riporta infine in modo esemplificativo l'influenza che anche il titolo del tessuto ha nel trasferimento delle caratteristiche meccaniche rispetto alla fibra unidirezionale (100%) in funzione anche del tipo di tessuto.

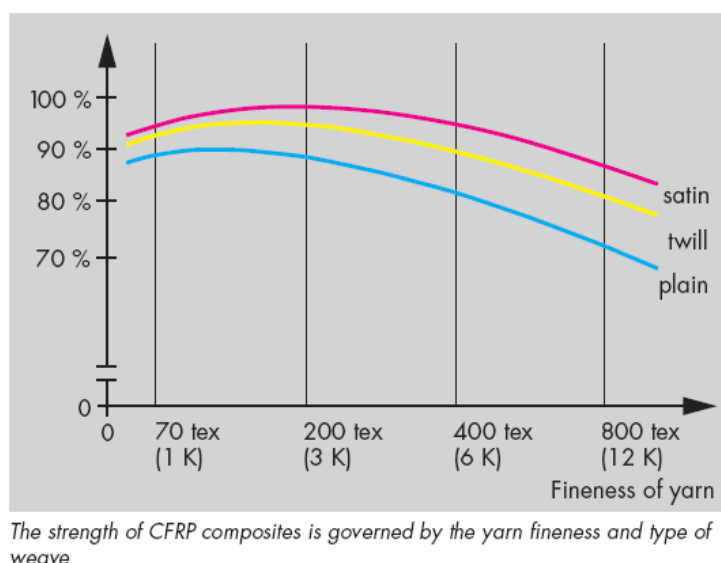


Fig. 2.3: Trasferimento delle proprietà da fibra a tessuto (Gurit)

2.2 Efficienza strutturale dei collegamenti

L'efficienza strutturale di una struttura composita è determinata quasi esclusivamente dalle sue giunzioni, non dalla sua struttura di base.

Giunzioni possono essere previste in sede di progettazione in posizioni predefinite o rese necessarie come riparazioni in qualsiasi zona della struttura.

Quindi, a meno che una specifica applicazione non necessiti di previsioni di riparazione o vengano utilizzati componenti non riparabili usa e getta, la corretta procedura di progettazione consiste per prima cosa nel posizionare e dimensionare le giunzioni, secondo modelli di disposizione della fibra ottimizzati per l'impiego, e poi riempire gli spazi vuoti interposti della struttura base. Questo metodo costituisce una sostanziale differenza a quanto accade nel normale uso delle comuni leghe metalliche duttili e si rende necessaria a causa della relativa fragilità dei compositi fibrorinforzati. Lo snervamento dei metalli duttili solitamente riduce le concentrazioni di tensione attorno a fori inbullonati in modo tale che avvenga una sola diminuzione di area, senza concentrazioni di tensione in corrispondenza del carico ultimo sulla rimanente sezione netta della giunzione. Comunque con i compositi se i fori o intagli sono grandi abbastanza non avviene alcuna distensione rispetto alla concentrazione di tensione elastica. Anche per fori piccoli in strutture composite la distensione della concentrazione di tensioni è lontana dall'essere completa, anche se lo scollamento locale (tra fibra e matrice e localmente nei distacchi interlaminari vicino agli spigoli dei fori) può localmente alleviare le più severe concentrazioni di tensione.

E' importante sottolineare l'importanza delle giunzioni nel progetto delle strutture composite in quanto la disponibilità di programmi per computer ad alta ottimizzazione e l'altamente inadeguato trattamento dei residui stress termici all'interno della resina nella maggior parte delle elaborazioni teoriche riguardanti i laminati compositi hanno ingannevolmente fatto credere che le strutture composite ottimizzate dovessero essere necessariamente fortemente ortotrope e realizzate su misura per combinare con precisione condizioni di carico e requisiti di rigidità.

(Non ci sono nella maggior parte delle teorie termini o condizioni che permettano di distinguere gli stress termici residuali nelle fibre o nella matrice del monostrato, che servano come building block per teorie su laminati a fibre incrociate. L'omissione è dovuta alla artificiale omogeneizzazione dei materiali compositi a due fasi distinte in modelli matematici più semplici ad una fase. Fortunatamente, esiste finalmente una teoria meccanicistica, si veda l'articolo "Characterizing Strength from a structural Design Perspective" [22] in cui viene fatta una appropriata distinzione tra costituenti fibre e resina nei compositi fibrorinforzati a matrice polimerica. Una separata caratterizzazione di ciascun meccanismo di cedimento in ciascun costituente ha mostrato che solo alcune reali proprietà dei materiali sono necessarie per spiegare cosa avviene in differenti condizioni di carico a livello del laminato e della lamina. La progressiva sempre maggiore utilizzazione di questo approccio porterà a fare sempre minore affidamento sull'empirismo e sui costosi tests che sono stati necessari in passato).

Se le strutture composite fossero altamente ortotropiche e prodotte con precisione, il compito di progettare le giunzioni nei compositi sarebbe molto più difficile di quel che non sia ora. La possibilità di utilizzare giunzioni imbullonate in tali materiali ortotropi è spesso inaccettabilmente bassa. Perciò, il laminato non può mai essere caricato ai livelli suggeriti dalla teoria della laminazione per laminati non intagliati.

Fortunatamente, o sfortunatamente, a seconda dei punti di vista, la resistenza delle strutture composite sia con fori carichi o non carichi dipende in misura minima dal modello di disposizione delle fibre (soprattutto per laminati quasi-isotropi); il fattore di concentrazione di tensione aumenta almeno tanto rapidamente quanto la resistenza senza intagli per layout di fibre leggermente ortotrope. Infatti, per tutta la gamma di modelli di disposizione circostante al lay-up quasi-isotropo, la resistenza del collegamento e della sezione lorda sono circa costanti, il che semplifica considerabilmente il processo di progettazione. Un significativo esempio può spesso essere dato per bassi livelli di ortotropia, all'interno dell'area ombreggiata nella Fig.

4, particolarmente quando c'è una direzione preferenziale di carico o esigenze di rigidità che devono essere soddisfatte.

Quanto più un modello di laminato è al di fuori della area ombreggiata, quanto più probabilmente sta per rompersi prematuramente per fratture a tutto spessore parallele alla direzione di massima concentrazione delle fibre.

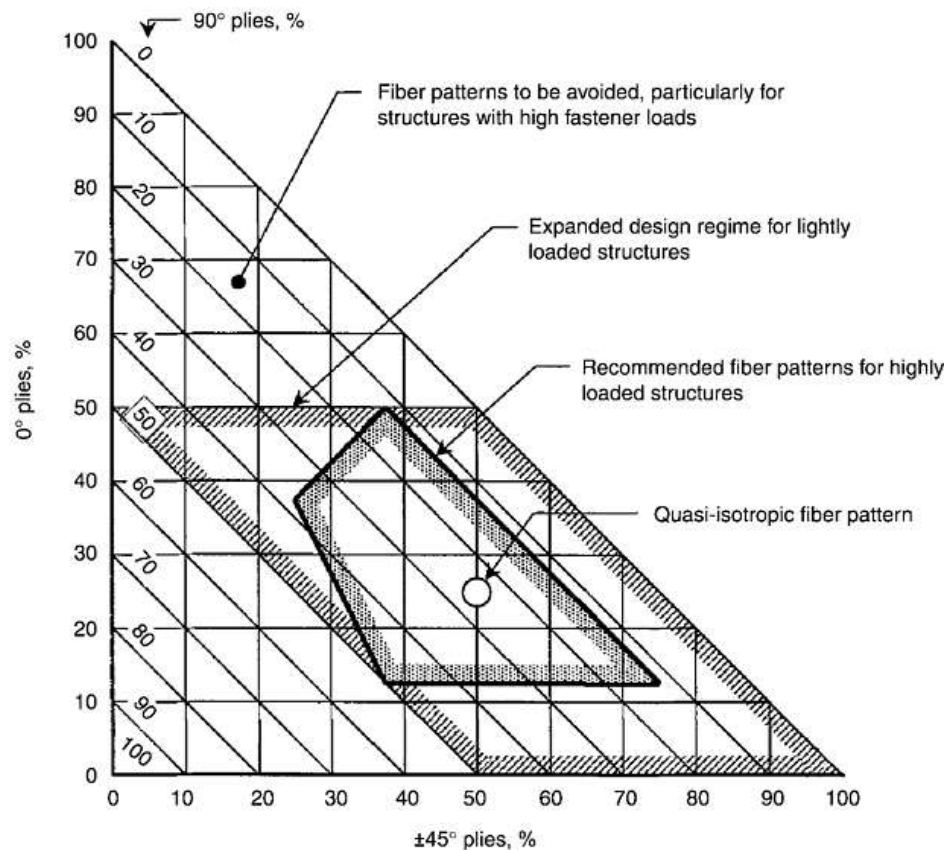


Fig. 2.4: Selezione di un modello di lay-up per laminati compositi fibrorinforzati. Tutte le fibre orientate a 0°, +45°, 90° o 45°.

Anche per quei pochi casi di utilizzazione di modelli a fibre altamente ortotropi, in cui la resistenza non è un fattore critico, come le strutture spaziali con coefficiente zero di espansione termica e i missili a unico lancio, deve esserci una transizione verso modelli molto vicini a quello quasi isotropico attorno ad ogni foro bullonato; si sa che la efficienza strutturale delle giunzioni bullonate nei laminati altamente ortotropici è inadeguata. Perciò, il materiale qui presentato è applicabile a tutte le

strutture composite di interesse, sebbene questo esclude deliberatamente le giunzioni meccaniche nei materiali altamente ortotropi. Se le giunzioni fossero valutate in termini di efficienza rapportando la resistenza del giunto con la resistenza dello stesso laminato non intagliato, verrebbero progettate delle strutture composite molto più resistenti di quanto non sia stato fatto quando questa considerazione è stata trascurata. Come verrà spiegato in seguito, è estremamente difficile raggiungere una efficienza del 50% (anche con giunzioni bullonate a fila multipla); perfino un'efficienza del 40% in giunzioni a fila singola richiede l'uso del più appropriato rapporto passo/diametro (w/d). Attenzione va posta limitatamente al carico uni assiale di membrane, poiché la maggior parte dei dati significativi relativi a test su giunzioni bullonate sono soggetti a restrizioni di proprietà e poiché i metodi di analisi per carichi molto fuori asse e per i momenti flettenti applicati sono ancora in via di sviluppo. La progettazione delle giunzioni nei compositi quasi –isotropici è lineare, una volta che il concetto di efficienza della giunzione come funzione geometrica sia stato accettato, sebbene sia anche necessario tenere conto dei comportamenti non lineari dei materiali; analisi lineari elastiche sono altresì troppo conservative.

L'analisi di giunzioni per incollaggio strutturale usando modelli adesivi elasto-plastici è progredita ad uno stadio per cui può essere legittimamente definita una scienza. La progettazione di giunzioni incollate lineari è stato ricondotto all'applicazione di alcune procedure e al rispetto di alcuni semplici accorgimenti progettuali in modo da prevenire prematuri cedimenti portati da carichi di peel indotti.

Il progetto e l'analisi delle più complesse giunzioni incollate stepped-lap (a gradini) indispensabili per le strutture più spesse e sottoposte a maggiore carico, è facilitato dall'uso di software di calcolo basati su soluzioni nel continuo meccanico non lineare.

Anche la determinazione del livello di carico per giunzioni incollate è facile, indipendente dai carichi nominali applicati.

In nessun caso si dovrebbe consentire che la resistenza del giunto si ponga al di sotto di quella della struttura circostante; in caso contrario il giunto incollato non avrebbe tolleranza al danneggiamento e si comporterebbe come un fusibile meccanico limitatore della resistenza.

Fortunatamente, con i forti e duttili adesivi strutturali tipicamente utilizzati nell'industria aerospaziale, l'incollaggio è inevitabilmente più forte degli aderendi per giunzioni tra parti sottili progettate correttamente. Anche per strutture più spesse, l'incollaggio può sempre essere fatto più resistente della struttura usando un numero sufficiente di gradini nella giunzione.

Si è anche capito che è necessario prevenire l'accumularsi di danneggiamenti irreversibili nello strato adesivo usando una geometria di giunzione sufficientemente complessa per assicurare che l'applicazione del carico limite di progetto non superi la capacità lineare elastica dell'adesivo.

Studi recenti sulla previsione della capacità di carico delle giunzioni incollate e della resistenza alla delaminazione nei laminati compositi prospettano di includere tra i criteri di rottura sia carichi di taglio sia di peel come pure residui stresses termici derivati da trattamenti ad alte temperature [23].

Il progetto e l'analisi di giunzioni incollate o rivettate nei compositi fibrorinforzati, comunque, rimane ancora per massima parte un'arte, a causa dell'inevitabile dipendenza da fattori empirici di correzione.

Le giunzioni realizzate meccanicamente differiscono da quelle incollate per un ulteriore aspetto: la presenza di fori assicura che la resistenza del giunto non possa mai superare la resistenza locale del laminato. Infatti, dopo anni di ricerche e di sviluppo, risulta che solo le giunzioni imbullonate meglio progettate raggiungono appena la metà della resistenza del laminato base. Le giunzioni imbullonate secondo metodi semplici non raggiungono che un terzo della resistenza del laminato.

In ogni modo, poiché la riparazione di giunzioni adesive tra laminati compositi spessi è spesso impossibile o impraticabile [24], esiste una reale necessità di strutture composite imbullonate, e convenienza all'utilizzo è data anche dalla grande facilità di assemblaggio e necessità di smontaggio tra sottoassiemi.

Un ulteriore problema nella progettazione di giunzioni strutturali imbullonate di compositi è che i compositi fibrosi sono così fragili che non c'è virtualmente nessuna capacità di distribuire il carico, come è offerta dalla produzione dei metalli duttili. Di conseguenza, è molto importante calcolare accuratamente la ripartizione del carico tra elementi di fissaggio e identificare quello più criticamente caricato.

Esiste un comune errore concettuale e cioè che ci si dovrebbe sempre sforzare di ottenere cedimenti benigni associati a giunzioni imbullonate in articolazioni critiche perché cedimenti per sovraccarichi di tensione in corrispondenza di fori sono estremamente improvvisi. Ciò che non è ampiamente riconosciuto è che tali ultimi tipi di cedimenti sono associati anche a giunzioni imbullonate dalle più elevate resistenze. Inoltre è quasi impossibile progettare un giunto imbullonato di tipo multirow (più bulloni in serie) che ceda per modalità di tipo "bearing" (Fig. 27), ovvero deformando progressivamente la parete del foro.

2.2.1 Elementi fondamentali del trasferimento del carico di taglio attraverso giunzione incollate

Giunzioni incollate possono essere resistenti a taglio, ma inevitabilmente deboli in peel (strappo), perciò l'obiettivo di una buona progettazione è di predisporre una giunzione che sia in grado di trasferire il carico di taglio applicato e di minimizzare ogni tensione di peel diretta o indotta. I dettagli del progetto variano a seconda della intensità del carico (e perciò dello spessore delle strutture che devono aderire), come mostrato nella Fig. 5. Le parti più sottili possono essere unite effettivamente con semplici sovrapposizioni a spessore uniforme, mentre le parti più spesse richiedono giunzioni con più complesse sovrapposizioni a gradini.

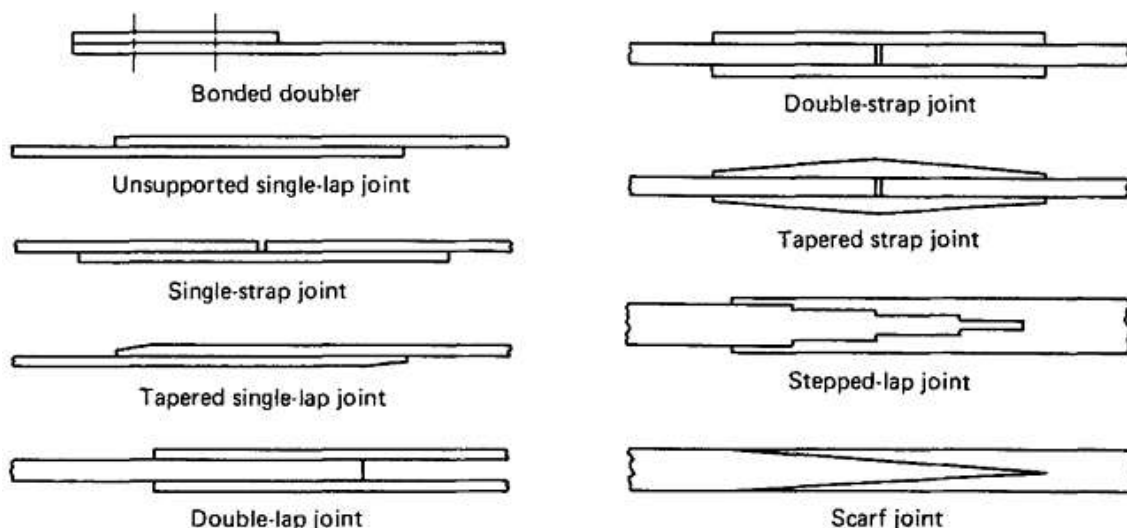


Fig. 2.5 Tipologie di giunzioni incollate

Per ciascuna delle giunzioni mostrate in Fig. 5 la potenziale resistenza a taglio dell'incollaggio (che è la resistenza che l'incollaggio potrebbe avere se gli aderendi non cedessero prima) supera la resistenza diretta degli aderendi fuori dal giunto, fino ad un determinato spessore. Questa caratteristica è mostrata in Fig. 6, che mostra anche la perdita di resistenza dell'incollaggio associato ad eventuali danneggiamenti dell'incollaggio stesso. Anche con tali deterioramenti l'incollaggio sarà più resistente dei membri fuori dalla giunzione, fino ad un determinato spessore degli aderendi.

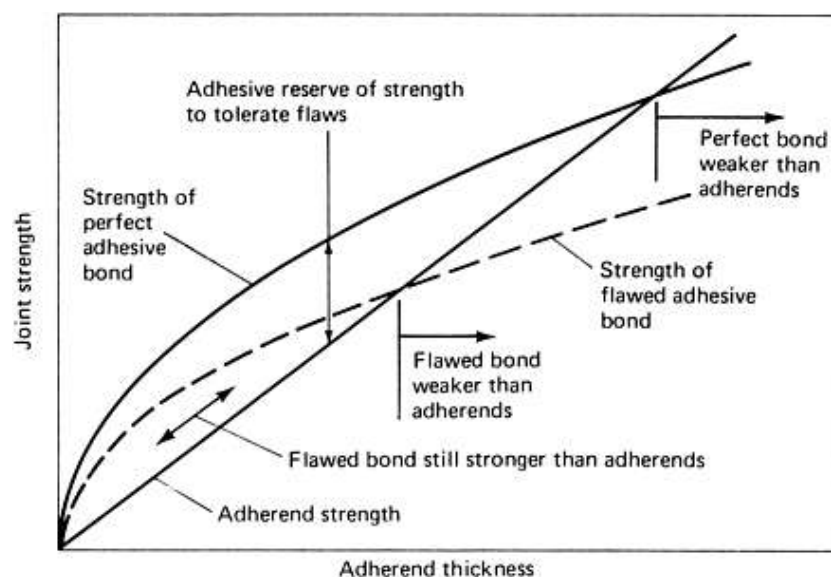


Fig. 2.6 Resistenza relativa di adesivi e aderendi, in caso di difetti dell'incollaggio, τ_p è la massima tensione di taglio, σ_∞ è la tensione della pelle a distanza infinita

Il punto chiave di Fig. 6 è che per aderendi di spessore maggiore di quello per il quale la resistenza dell'incollaggio e dei membri è uguale, non ci può essere assolutamente tolleranza rispetto a difetti, porosità o danneggiamenti. La più lieve imperfezione porterebbe a distacchi catastrofici dell'intera area dell'incollaggio appena fosse applicato un carico sufficiente. Ecco perché è così importante che le resistenze delle giunzioni incollate debbano essere superiori a quelle degli aderendi, addirittura fino al punto da superare per almeno il 50% la resistenza per permettere di resistere a piccoli difetti o imperfezioni di fabbrica.

Fatta salva questa condizione, giunzioni adesive tra parti sottili sono notevolmente insensibili a grossi difetti locali, come spiegato in [25].

In questo contesto, il termine “sottile” è utilizzato in un significato ampio in modo da adattarsi alla complessità di giunzioni e si riferisce a quei tipi di metodi di progettazione per i quali l'incollaggio nominalmente perfetto è più resistente dei membri che si va a giuntare. Una tale filosofia progettuale dovrebbe sempre essere seguita, anche quando il carico nominale fosse minore rispetto alla resistenza dei membri. D'altra parte ci sarà sempre la possibilità che si presenti un difetto locale che sia grande abbastanza da convertire l'incollaggio nominalmente perfetto in un punto debole del collegamento. Un difetto in un giunto sottodimensionato condivide le caratteristiche di una frattura passante in lastre di metalli, come mostrato in Fig. 7, a parte il fatto che è molto più difficile da trovare. La Fig. 7 si riferisce a strutture sia metalliche che composite, a parte il fatto che, per quest'ultime, la ridistribuzione di carico attorno al difetto di incollaggio potrebbe anche causare delle laminazioni nel pannello composito o portare anche al distacco dell'incollaggio.

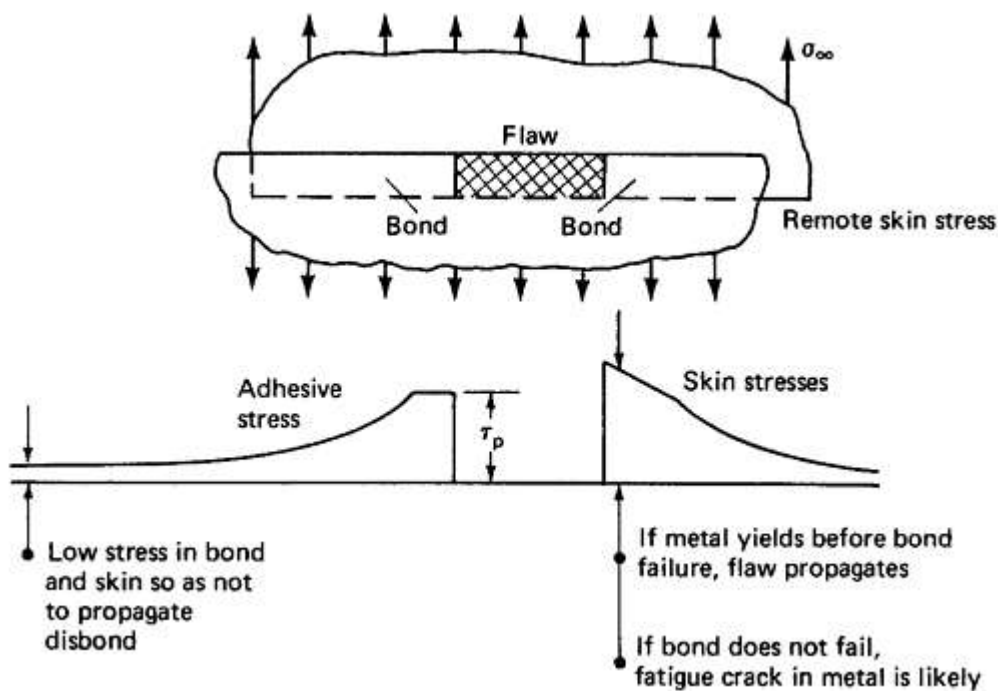


Fig. 2.7: Redistribuzione del carico in presenza di difetti nella giunzione.

Gli incollaggi devono anche essere resistenti all'ambiente in cui operano, tipici problemi riguardano gli aspetti termici o chimici.

Cedimenti di incollaggi in strutture metalliche avvennero quando l'assorbimento di umidità da parte di alcuni adesivi sulla superficie degli aderendi idrolizzò e conseguentemente corrose la superficie ossidata di leghe di alluminio rivestito. Questa materia fu studiata approfonditamente durante il programma delle Forze Armate degli Stati Uniti PABST (Primary Adhesively Bonded Structure Technology (26, 27, 28). Ora è ben noto che le leghe di alluminio devono essere anodizzate, in acido fosforico o cromico, per creare una superficie ossidata stabile e durevole e che la superficie deve essere rapidamente ricoperta con un primer ad azione inibitoria sulla corrosione, di solito il BR-127 o Liquido Redux. L'uso del rivestimento 7075 nelle leghe di alluminio dovrebbe essere evitato. Allo stesso modo, leghe di titanio e acciai necessitano di preparazioni appropriate delle superfici per affidabili legami adesivi.

L'incollaggio strutturale su strutture composite necessita invece ancora di un'esperienza di test cospicua, ciò è evidente dall'esperienza di servizio ed è associata a due noti fenomeni: uno è il trasferimento di agenti di rilascio dagli strati sottoposti a peel [29], l'altra è l'umidità presente prima dell'incollaggio e non rimossa dall'essiccamento pre incollaggio [30]. Esiste una grande necessità di test di durata facenti parte di programmi di controllo della qualità perché ad oggi vengono spesi enormi costi per ispezioni che non dicono nulla sulla qualità dell'incollaggio (ma solo se si sia creato un distacco tra gli aderendi o meno). Queste ispezioni saranno rese non necessarie dall'assicurazione che le rotture potenziali sull'interfaccia tra adesivi ed aderendi siano precluse da adeguati processi al momento della produzione.

D'altra parte, così come per gli incollaggi di parti metalliche, non può essere stimata una vita utile neanche per incollaggi su strutture composite. Oggi la progettazione razionale di strutture composite è basata sulla misurata relazione tra tensione e deformazione a taglio dell'adesivo per un sottile strato di adesivo tra aderendi spessi di alluminio. Date questi dati di relazione tensione-deformazione per un range di temperature operative, è ora possibile calcolare la distribuzione attuale di tensione all'interno del giunto incollato, almeno nel breve termine. Maggiore lavoro sarà necessario per caratterizzare i cambiamenti dipendenti dal tempo nella distribuzione interna del carico. In ogni modo, la mancanza di tali informazioni non impedisce il completamento soddisfacente della maggior parte dei progetti.

Dopo che la tematica della preparazione della superficie sia stata risolta, la vera chiave per l'aumento della resistenza nel tempo di giunzioni incollate è che la minima tensione di taglio dell'adesivo debba essere limitata in modo da prevenire cedimenti del giunto per rotture da creep, e non solo che la massima tensione sia limitata per prevenire cedimenti statici.

2.2.1.1 Non uniformità del trasferimento di carico attraverso incollaggi adesivi

La classica analisi di O. Volkersen [31] stabilì nel 1937 che il trasferimento di carico attraverso incollaggi adesivi tra aderendi di uniforme spessore non è uniforme, ma ha dei massimi ad entrambe le estremità della sovrapposizione, come mostrato in Fig. 8. Questa non uniformità risulta dalla compatibilità della deformazione associata con la variazione di tensione all'interno degli aderendi, da un'estremità della sovrapposizione incollata all'altra.

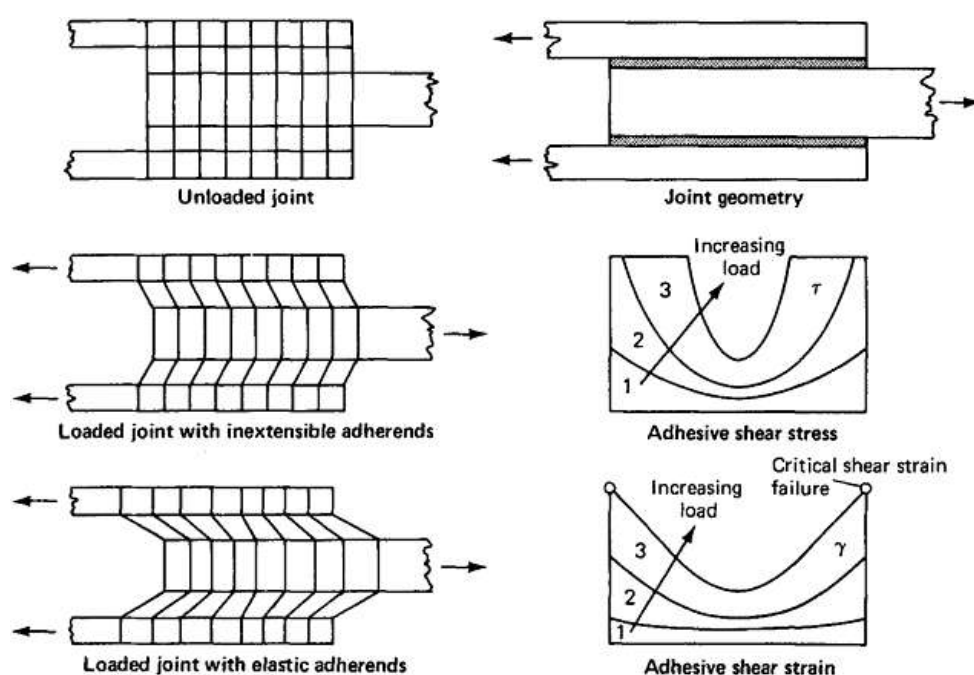


Fig. 2.8: Deformazione a taglio dell'adesivo in giunzioni bilanciate (sovrapposizione doppia)

Alcuni anni dopo, M. Goland e E. Reissner analizzarono la distribuzione di tensione a peel indotta nello strato adesivo dall'eccentricità nello schema di carico associata ad un giunto a sovrapposizione singola [32]. Altri autori ne migliorarono il modello [33, 34], e L.J Hart-Smith in [35] propose un'analisi originale numericamente vicina alla realtà. L.J Hart-Smith costruì la sua pionieristica investigazione aggiungendo un comportamento non lineare adesivo all'analisi e progettando il giunto incollato sulla base di un modello elasto-plastico [36, 37, 38]. Tali studi permisero di comprendere

la differenza tra il comportamento di giunzioni incollate in provini e in giunzione strutturali reali (Fig. 9). La differenza chiave è che per provini di test con sovrapposizioni corte, la tensione di taglio adesiva minima e la deformazione sono quasi elevate quanto i valori massimi, mentre per giunti strutturali con sovrapposizioni lunghe, la tensione minima di taglio adesiva raggiungibile può essere bassa quanto desiderato utilizzando una sufficientemente lunga sovrapposizione. Di conseguenza il test realizzato con provini con sovrapposizione corta è estremamente sensibile a cedimenti per creep (sia per prove statiche che dinamiche), perché non vi è alcun meccanismo per riportare l'adesivo al suo stato originario quando il carico è rimosso. Mentre avviene creep nell'adesivo alle estremità della sovrapposizione, tra i punti F e G, dove lo stress (in J) è elevato, può essere quasi pari a zero nel centro, tra i punti D e E, se la tensione (in A) è abbastanza bassa. Di conseguenza il creep che avviene non può accumularsi, perché i rigidi aderendi spingono l'adesivo indietro alla sua posizione originale di quando il giunto non era caricato. Questa memoria, o ancora, in una parte dell'adesivo è la chiave per la durata di una giunzione incollata. Questo recupero durante lo scarico non implica che l'adesivo non subisca alcun danneggiamento del tutto quando caricato debolmente al di là del ginocchio nella curva tensione-deformazione.

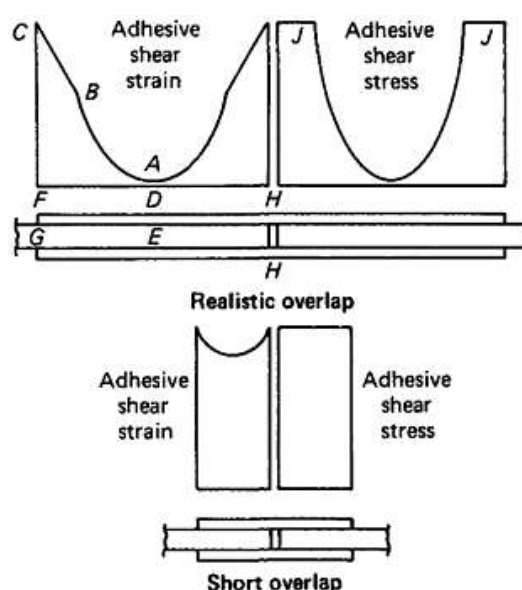


Fig. 2.9: Tensioni e deformazioni non uniformi in giunzioni incollate

L'influenza della tensione minima nella progettazione della sovrapposizione, per giunzioni standard a singola o doppia sovrapposizione, è mostrata in Fig. 10. La larghezza del tratto elastico è fatta in modo che la tensione minima sia il 10% della massima. Questo valore è raggiunto quando il tratto elastico ha lunghezza totale di $6/\lambda$, dove λ è l'esponente della distribuzione di tensione a taglio adesiva elastica. A questa sovrapposizione elastica, che trasferisce la frazione $1/\lambda$ del carico totale, una sufficiente zona plastica deve essere aggiunta ad ogni estremità in modo da portare la resistenza totale del giunto a livelli equivalenti all'intera resistenza degli aderendi, con l'adesivo pensionato fino alla sua massima resistenza a taglio (per un ambiente predefinito). La sovrapposizione massima di progetto è normalmente associata alla più alta temperatura di servizio raggiungibile. La formula stabilita per la sovrapposizione dal programma PABST fu uguale alla somma delle zone plastiche sufficienti a trasferire il carico totale e la lunghezza $6/\lambda$ del tratto elastico.

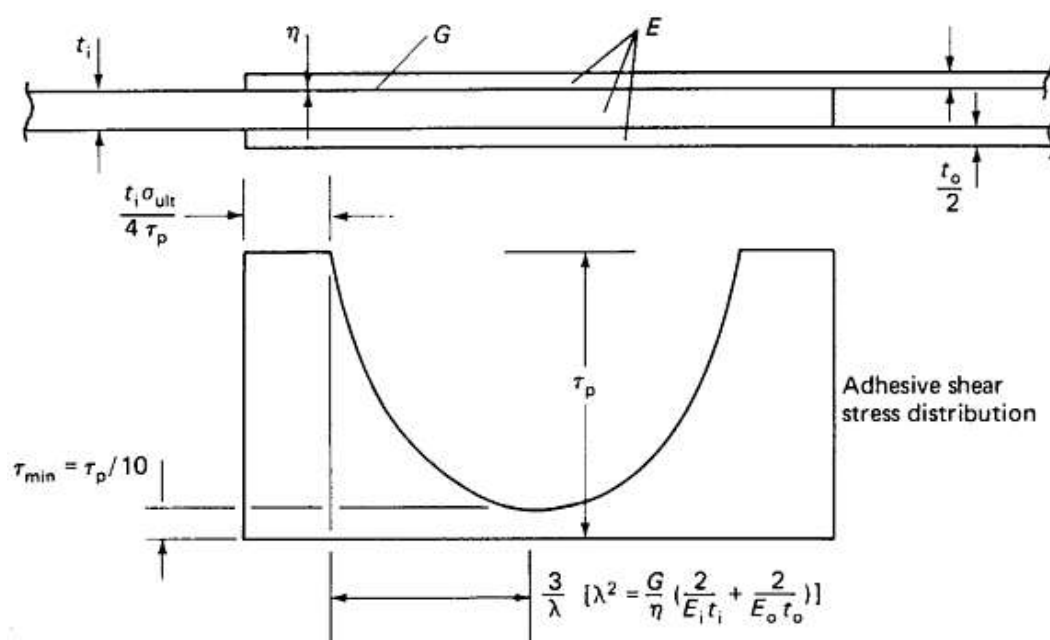


Fig. 2.10 Progettazione di un giunto incollato a doppia sovrapposizione. La zona plastica deve essere lunga abbastanza per il carico di rottura. Il tratto elastico deve essere abbastanza largo in modo da prevenire creep in mezzzeria. Valori tensionali adeguati devono essere verificati. G , modulo elastico trasversale; E_i , modulo elastico della parte centrale; E_o , modulo elastico delle parti esterne; η , spessore dell'adesivo.

Attualmente la resistenza statica di un giunto incollato tra aderendi uniformi è quasi insensibile alla precisione in lunghezza della sovrapposizione, come mostrato in Fig. 11. Ogni sovrapposizione più lunga oltre il punto “C” potrebbe essere superflua. Questa insensibilità della resistenza del giunto alla superficie totale dell’incollaggio è importante nel comprendere la follia della progettazione di giunzioni incollate sulla base della teoria che la resistenza dell’incollaggio sia uguale al prodotto dell’area totale di incollaggio per qualche fittizia resistenza a taglio uniforme ed equivalente ammissibile.

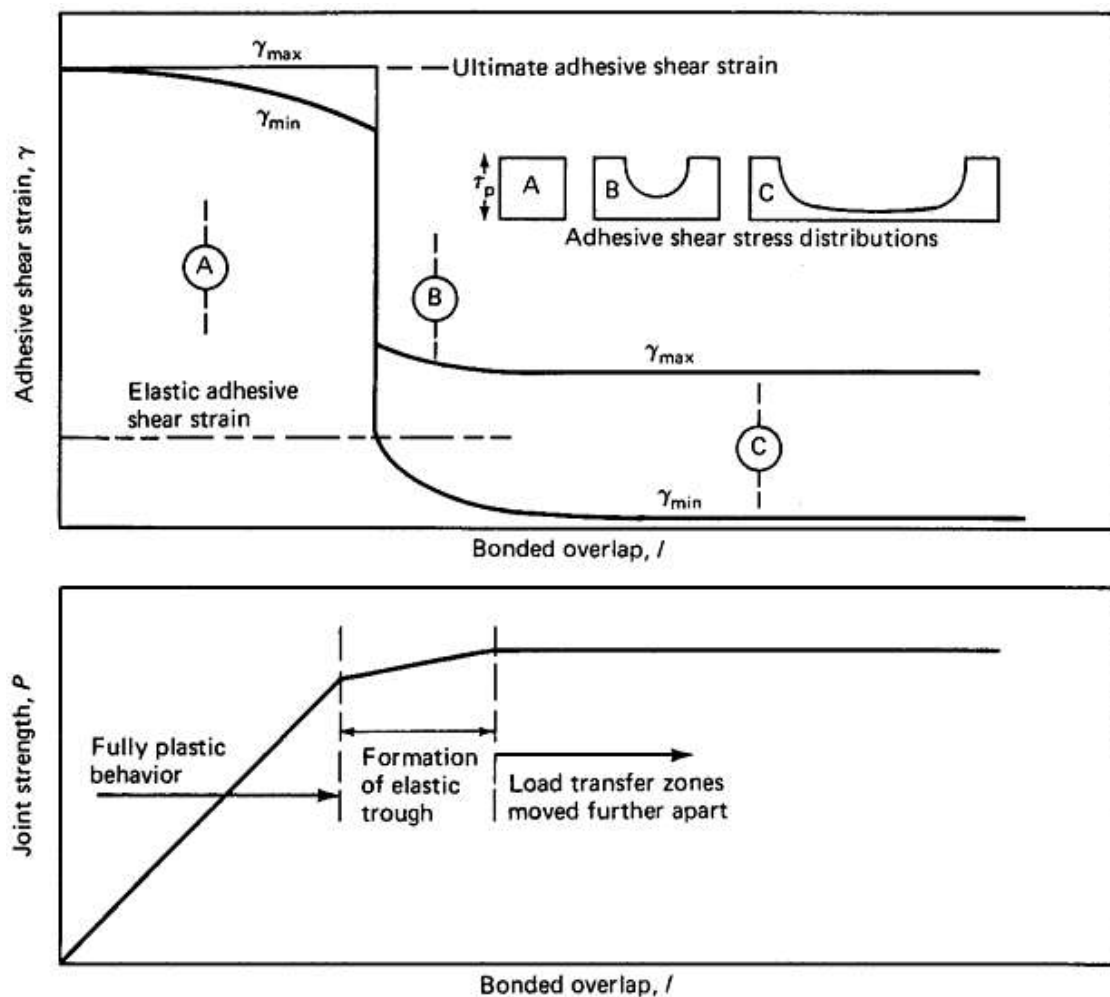


Fig. 2.11 *Influenza della sovrapposizione l sulla deformazione massima e minima in giunzioni incollate*

Un altro importante aspetto mostrato in Fig. 11 è che per tutte le sovrapposizioni più lunghe rispetto alla repentina caduta verticale nel grafico superiore, la massima deformazione nell'adesivo è limitata dalla resistenza degli aderendi fino ad un valore al di sotto di quello che sarebbe necessario per il cedimento dell'adesivo.

Nessuna protezione di questo tipo può essere consentita per sovrapposizioni corte o aderendi spessi. Questo tema è spiegato approfonditamente in [39] dove un simile grafico è preparato per aderendi di diverso spessore e per adesivi con caratteristiche appropriate per un range di ambienti termici. E' mostrato che se gli aderendi sono troppo spessi, il limite di valore massimo della deformazione a taglio mostrato in Fig. 11 è rimosso.

Pertanto una più complessa giunzione a gradini è appropriata per aderendi più spessi di circa 3.2mm. Inoltre è stato osservato che il limite di resistenza di una giunzione è normalmente condizionata dalla più bassa temperatura di servizio, mentre la progettazione della sovrapposizione è condizionata dalla più alta temperatura di esercizio, alla quale l'adesivo è più molle.

Altra considerazione nella progettazione di giunzioni incollate concerne la necessità di limitare la massima deformazione a taglio raggiunta nell'adesivo alle estremità della sovrapposizione. Una volta che il ginocchio nella curva tensione-deformazione sia stato superato, progressivamente più fratture (a scaglia) si sviluppano a 45° dalla superficie dell'incollaggio, come risultato della tensione a trazione associata alla deformazione di taglio. E' perciò appropriato garantire che il limite di carico di progetto non deformi l'adesivo oltre il ginocchio della curva tensione-deformazione. Dato che la resistenza a taglio del giunto incollato è proporzionale alla radice quadrata dell'energia di deformazione adesiva a taglio, un carico di progetto massimo maggiore del 50% rispetto al carico limite dovrebbe essere associato con una deformazione ultima a taglio almeno doppia rispetto a quella raggiunta nel ginocchio, come mostrato in Fig. 12. Il resto della curva tensione-deformazione per adesivi duttili dovrebbe essere riservata come tolleranza ai danneggiamenti e alla redistribuzione dei carichi attorno al danneggiamento locale. Per adesivi fragili il

limite della resistenza della giunzione dovrebbe essere stabilito uguagliando il carico ultimo di progetto alla fine della curva di tensione-deformazione dell'adesivo, che non dovrebbe contenere alcun distinto ginocchio.

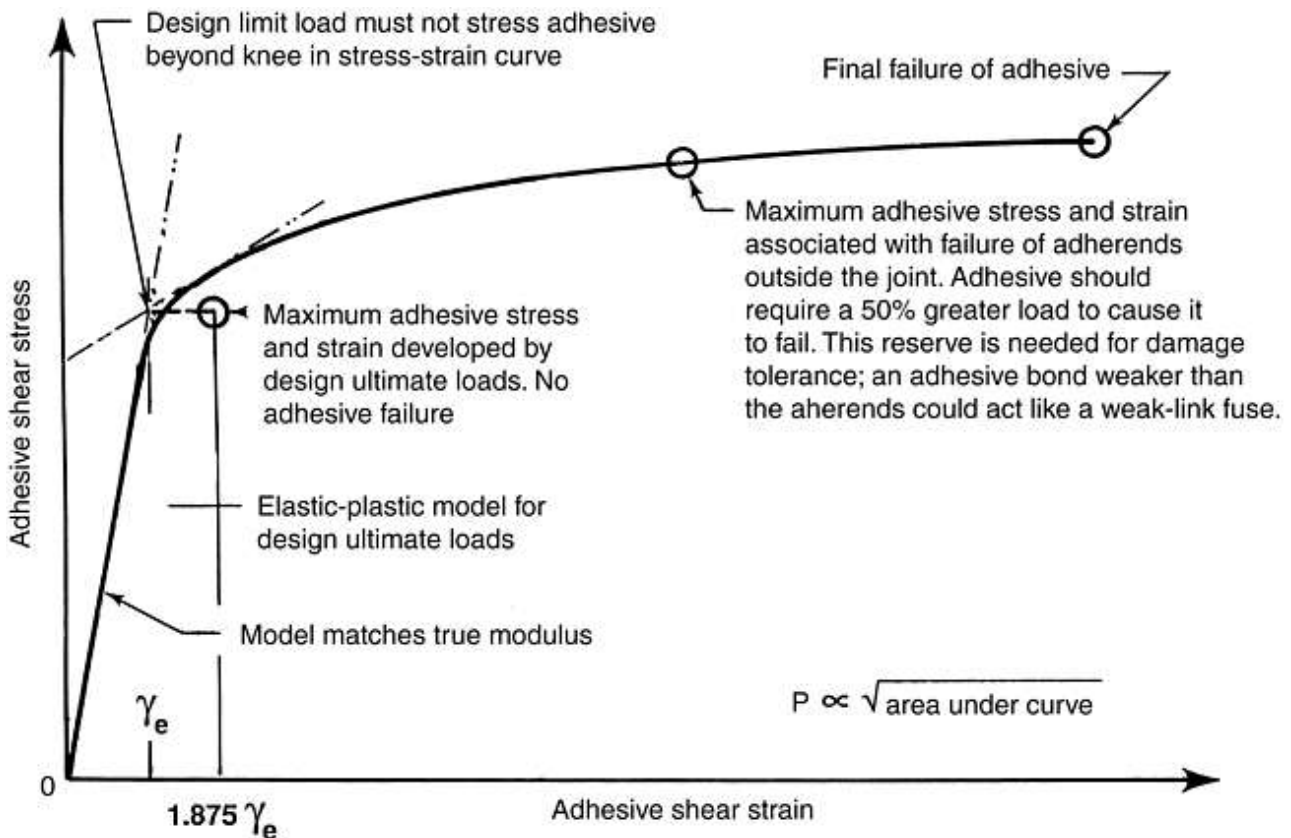


Fig. 2.12 *Modello di adesivo per la progettazione di giunti a taglio. Il processo di progettazione deve tenere conto di un comportamento adesivo non lineare, ma una precisa curva tensione-deformazione non è obbligatoria. Un'approssimazione basata su un adesivo simile sarà normalmente sufficiente.*

Queste tensioni di peel esistono per giunzioni a singola sovrapposizione o di tipo single-strap aventi una primaria eccentricità del carico e per giunzioni a doppia sovrapposizione a di tipo double-strap, come mostrato in Fig. 13, anche se non esiste nessuna evidente eccentricità nelle giunzioni apparentemente bilanciate. Mentre alcuni hanno dedotto che sarebbe più appropriato modificare i criteri di rottura per tenere conto dell'interazione tra tensioni di taglio e di peel, gli autori più accreditati controbattono che la presenza di ogni significativa tensione di peel necessariamente fa

decadere la resistenza a taglio del giunto. Per questo motivo, invece di includere le tensioni di peel in un più complicato criterio di rottura, per aumentare l'efficienza strutturale, tali tensioni devono essere rimosse dalla struttura per mezzo di semplici modifiche a dettagli progettuali. Una tale filosofia inoltre semplifica l'analisi andando a separare i compiti di caratterizzazione degli stati tensionali adesivi dei componenti. Ciononostante, l'importanza dei nuovi criteri di rottura dei polimeri di J.H. Gosse's per quantificare l'apprezzabile diminuzione di resistenza a taglio inerente alle progettazioni nelle quali strati di adesivo sono soggetti ad elevate tensioni di peel non può essere sottovalutata.

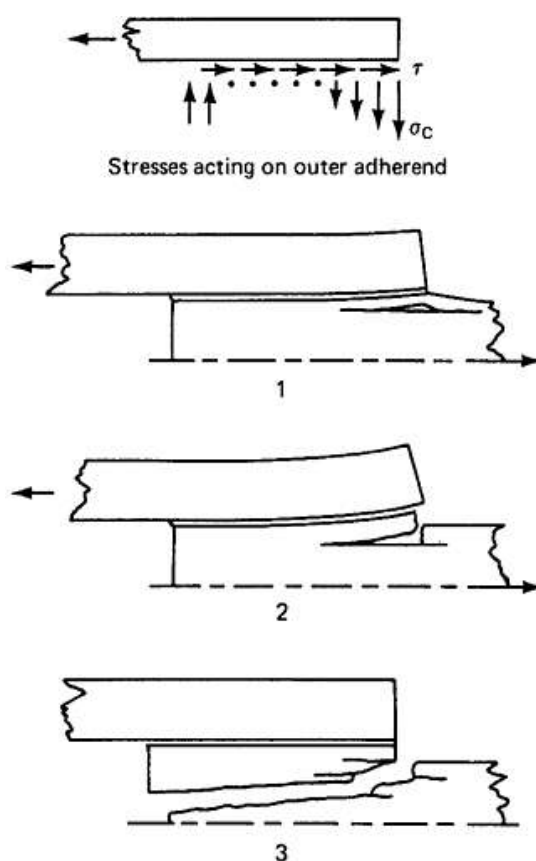


Fig. 2.13 Rotture a peel di giunzioni composite spesse, dove 1, 2, 3 indicano la sequenza temporale del cedimento

Le semplici modifiche progettuali che riducono la tensione di peel a valori insignificanti sono mostrate in Fig. 14. L'idea è quella di rendere le estremità degli

aderendi sottili e flessibili così che solo trascurabili tensioni di peel si possano sviluppare. In [40] vengono discussi gli effetti della variazione di spessore di linee di incollaggio quali quelle mostrate in Fig. 14. Il locale inspessimento mostrato è benefico e, come si poteva prevedere, ogni assottigliamento potrebbe essere dannoso. Tali inspessimenti locali dello strato di adesivo deve essere utilizzato con cautela in presenza di adesivi ad elevato scorrimento polimerizzati ad elevata temperatura, affinché non vengano creati vuoti per azione capillare. Adesivi addizionali o riempitivi trasparenti possono essere utilizzati, se necessario, in modo da evitare tali problemi.

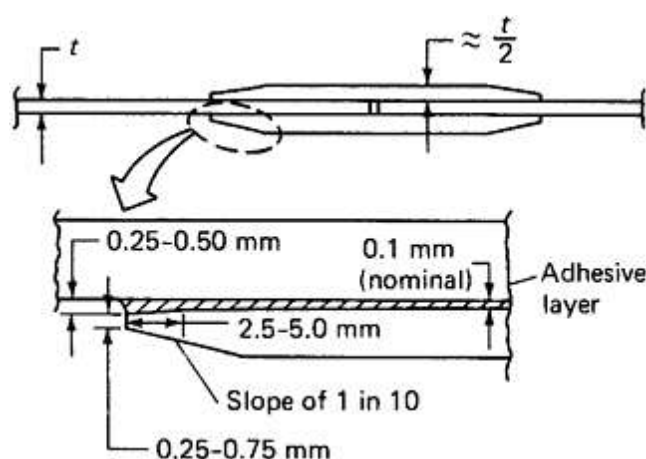


Fig. 2.14 *Assottigliamento delle estremità delle placchette di giunzione per diminuire le tensioni adesive di peel (estremità leggermente più spesse sono permesse per l'alluminio)*

Le esatte proporzioni nell'assottigliamento degli aderendi o inspessimento dell'adesivo non sono d'altra parte critiche. Se la sovrapposizione è abbastanza lunga, è impossibile eccedere nella riduzione della tensione di peel. Questo è dimostrato in Fig. 15, che mostra che la resistenza della giunzione rimane costante col variare dell'entità della rastremazione, perché l'altra estremità della giunzione, dove non si sviluppa nessuna tensione di peel, non è modificata. La precisa distribuzione del trasferimento della tensione di taglio all'estremità è modificata, ma non lo è l'integrale di queste tensioni.

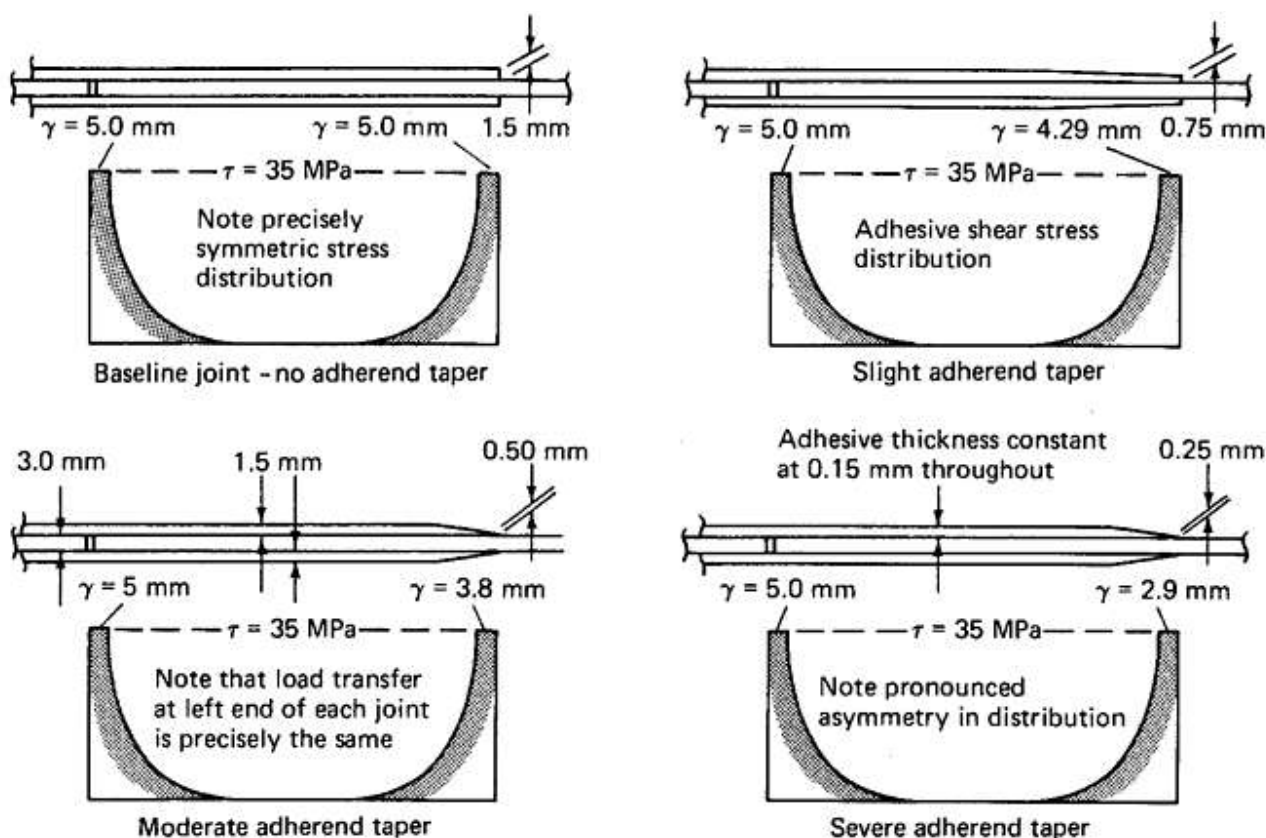


Fig. 2.15 *Insensitivity of adhesively bonded joint strength to modifications at one end of joint only. Adhesive strain at right end of joint decreases with more taper.*

2.2.1.2 Modello elasto-plastico a taglio dell'adesivo

L'analisi lineare elastic di giunzioni incollate è stata giudicata troppo conservativa per i resistenti e duttili adesivi utilizzati per aeroplani da trasporto subsonici. Tra i possibili modelli non lineari che potrebbero essere proposti per la caratterizzazione dell'effettivo comportamento adesivo, solo il semplice modello elasto-plastico si è dimostrato apprezzabile per l'applicazione diffusa. Questo perché la sua semplicità matematica permette l'ottenimento di soluzioni esplicite in forma chiusa per giunzioni semplici, e ciò comporta studi parametrici di facilitata comprensione. Inoltre le stesse soluzioni in forma chiusa possono essere applicate ad ogni step di analisi di più complessi giunti a gradini. Il modello elasto-plastico in Fig. 16 è

mostrato in comparativa con una curva tensione-deformazione effettiva misurata abitualmente su provini con aderendi spessi che utilizzino estensimetri come mostrato in Fig. 17.

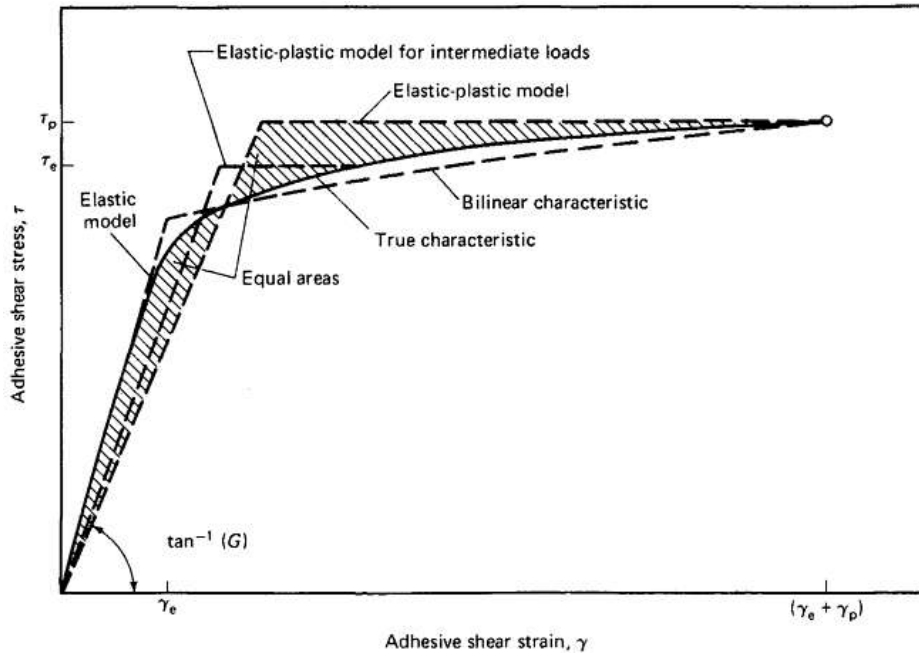


Fig. 2.16 *Rappresentazione di comportamento adesivo a taglio non lineare*

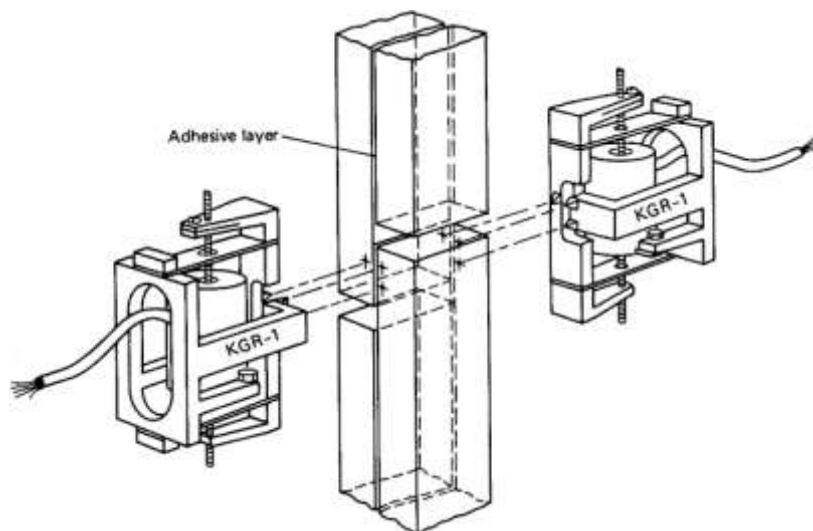


Fig. 2.17 *Estensometri e provino per caratterizzazione di adesivo con aderendi spessi*

Il modello matematico al carico ultimo di rottura ha lo stesso valore massimo di tensione a taglio e deformazione della caratteristica effettiva e la stessa energia di deformazione a taglio (area sottesa dalla curva). Questo è stato definito come il modello più appropriato in [41], in cui l'analisi della giunzione con doppia

sovrapposizione che usa un modello bilineare mostrato in Fig. 16, rivela che la resistenza prevista del giunto sarebbe la stessa per ogni modello di doppia linea di adesivo avente la stessa energia di deformazione. In altre parole, l'unico vantaggio del modello bilineare è che un modello singolo lavorerebbe per tutti i livelli di carico. Il modello elasto-plastico necessita di essere corretto per carichi minori di quello di rottura, come mostrato in Fig. 16. Attualmente è normalmente sufficiente effettuare solo due analisi: una lineare elastica per determinare il carico limite utilizzando il modulo elastico di taglio misurato ed una elasto-plastica per valutare la resistenza ultima del giunto. Quest'ultimo modello è inappropriato per carichi bassi, perché il modulo elastico a taglio è troppo basso lì, e l'energia di deformazione troppo grande. Si dovrebbe anche porre attenzione al limite imposto alla resistenza ultima di progetto in Fig. 12. E' importante comprendere che il semplice modello elasto-plastico di Fig. 16 è matematicamente un'approssimazione; è lontano dalla realtà fisica nella quale la morbidezza è associata alla flessione lineare elastica dei corti legami di adesivo che legano insieme gli aderendi tra scaglie adiacenti, come mostrato in Fig. 18. Al momento della rimozione del carico, anche se sono presenti fenomeni di isteresi, avviene il completo ritorno della deformazione; questo comportamento è lontano dalla lineare e veloce riduzione del carico con un'ampio e permanente offset che è associato con il classico snervamento duttile delle leghe metalliche.

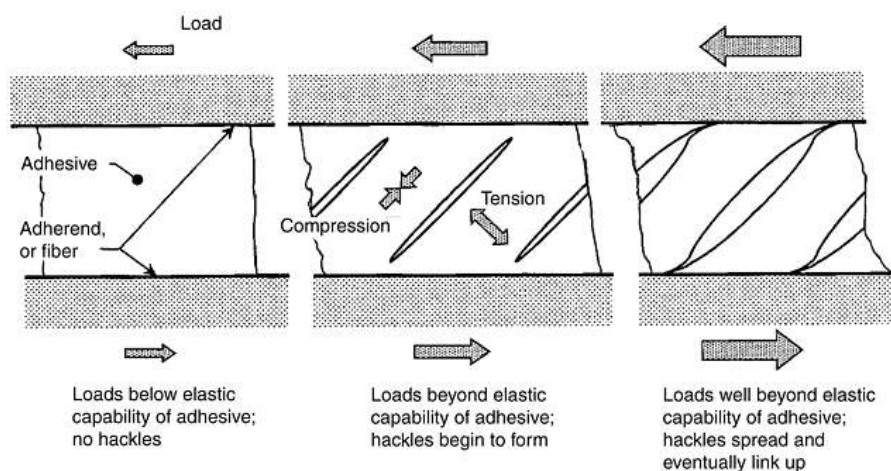


Fig. 2.18 Cedimenti delle scaglie a trazione risultanti dal taglio nel piano (o trasversale) applicato a polimeri posizionati nella forma di film sottili tra fibre e aderendi

Le scaglie mostrate in Fig. 18 si creano per carichi monotoni. Nel caso di carichi alternati è possibile trovare lo sviluppo di scaglie ad entrambe $\pm 45^\circ$, culminanti in superfici di frattura a dente di sega. E' molto importante rispettare i limiti enunciati in Fig. 12. In pratica questo implica la disponibilità ad usare giunzioni incollate a gradino per aderendi spessi. Facendo ciò si aggiunge il beneficio ulteriore dell'automatica riduzione delle tensioni di peel indotte alle estremità del giunto.

La curva tensione-deformazione di taglio varia con l'ambiente operativo, come mostrato in Fig. 19 per tipici adesivi duttili. Mentre le singole proprietà, quali i valori massimi di resistenza a taglio e deformazione a rottura variano in maniera importante con la temperatura operativa, le aree sottese dalle curve in Fig. 19 sono abbastanza simili. La resistenza ultima per giunti incollati a sovrapposizione lunga tra aderendi uniformi è dall'analisi mostrata essere definita dall'energia di deformazione dello strato di adesivo a taglio, non dalle proprietà singole, quali il valore massimo di tensione a taglio [41]. L'energia di deformazione è proporzionale all'area sottesa da ogni curva di Fig. 19. Di conseguenza la resistenza di una configurazione realistica di giunto incollato non è molto sensibile all'ambiente operativo, purchè la temperatura sia tenuta sotto la temperatura di transizione vetrosa di ogni adesivo.

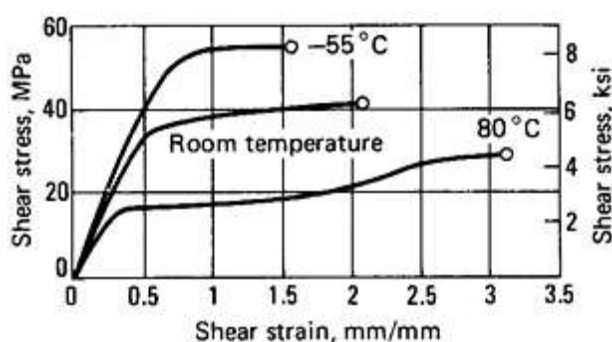


Fig. 2.19 *Effetto della temperature sulla curva tensione-deformazione a taglio di adesivo. Nylon/epoxy (polimerizzato a 120°C)*

La differenza tra il comportamento di adesivi duttili o fragili è caratterizzata in Fig. 20. Tale differenza non è così pronunciata alle più elevate temperature di servizio, alle quali anche gli adesivi fragili sono considerabilmente duttili. E' da notare che

anche a temperatura ambiente la caratteristica dell'adesivo fragile è significativamente non lineare. La ragione per cui entrambe gli adesivi fragili e duttili hanno avuto applicazione e sono stati sviluppati è che gli adesivi duttili sono tipicamente limitati da temperature di esercizio non superiori a 70°C, e che esistono alcune applicazioni (in prossimità di motori o su aerei supersonici) dove l'incollaggio con adesivi fragili è ancora vitale, anche se molto della resistenza deve essere sacrificata per raggiungere maggiori temperature di servizio.

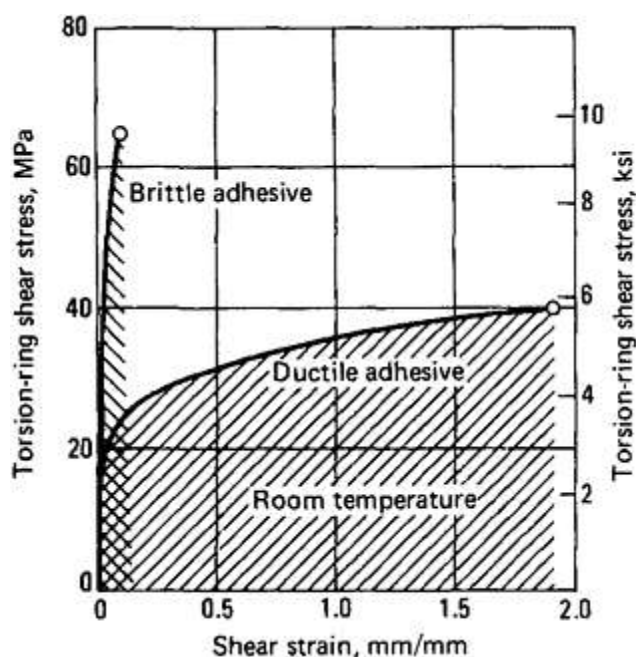


Fig. 2.20 *Curve tensione-deformazione a taglio per adesivi duttili e fragili a temperatura ambiente*

2.2.1.3 *Giunto incollato a singola sovrapposizione*

L'eccentricità intrinseca del sistema di caricamento in giunzioni incollate a singola sovrapposizione non supportate fa diminuire la resistenza della giunzione sotto il livello che potrebbe essere sviluppata in assenza di flessione associata all'eccentricità. Questa diminuzione di resistenza è quantificata in Fig. 21, la quale mostra, per esempio, che per un provino secondo standard ASTM D1002, per il quale

il valore di ascissa vale circa 2, l'efficienza strutturale è limitata a non più di un terzo. (L'efficienza strutturale è definita come il rapporto tra la tensione diretta membranale fuori dal giunto e la somma della tensione di trazione e flessione alla fine dell'incollaggio sovrapposto). In ogni modo, la Fig. 21 mostra anche il modo di alleviare il problema, ovvero incrementando il rapporto dall' 8 a 1 utilizzato nel provino a 80 a 1 per giunzioni strutturali. La giunzione non può mai essere forte come la struttura base fuori da esso. In ogni modo, per lunghe sovrapposizioni e aderendi sottili, la debolezza sta negli aderendi piuttosto che negli adesivi e, in ogni caso, la resistenza della giunzione necessita solo di essere maggiore rispetto all'alternativa che è la rivetta tura, la quale comporta una rilevante perdita di resistenza a causa della presenza dei fori.

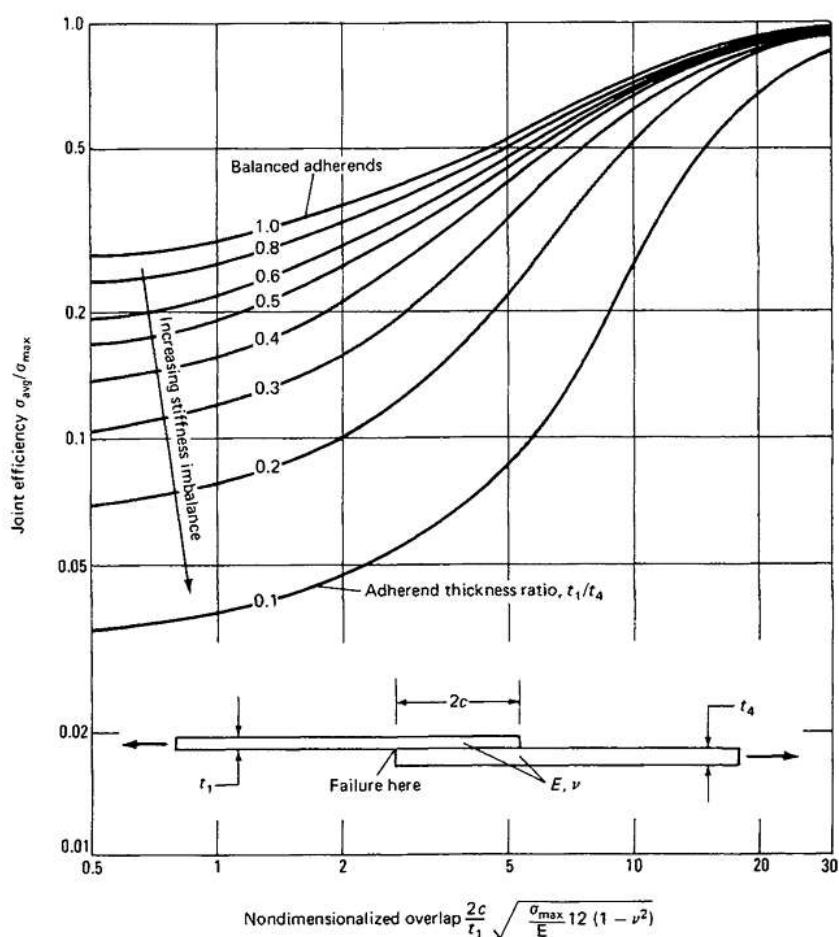


Fig. 2.21 *Effetto dello squilibrio di rigidezza degli aderendi sulla resistenza a flessione degli aderendi di un giunto incollato a singola sovrapposizione. Aderendi più sottili rispetto a t_1 risultano critici in flessione combinata e carico assiale alla fine della sovrapposizione*

Un'analisi dettagliata della giunzione incollata a singola sovrapposizione può essere trovata in [15]. Naturalmente se il giunto è supportato contro la rotazione fuori dal piano, un appropriato metodo di analisi dovrebbe considerare il giunto effettivo come un lato di un giunto a doppia sovrapposizione di doppio spessore. Normalmente giunti a singola sovrapposizione non devono essere considerati per giunti più spessi di 1.8mm di leghe di alluminio o equivalenti. La stessa tecnica di distensione delle tensioni di peel mostrata in Fig. 14 è ugualmente applicabile a giunti a singola sovrapposizione e di tipo single-strap, ad eccezione per il fatto che la protezione deve essere eseguita ad entrambe le estremità della sovrapposizione incollata e non a solo una.

2.2.1.4 Giunti incollati a gradini

Laminati compositi che sono troppo spessi e quindi troppo resistenti per essere collegati da un semplice giunto incollato uniforme a singola sovrapposizione possono essere collegati insieme con successo per mezzo di giunti a gradini, del tipo raffigurato in Fig. 22.

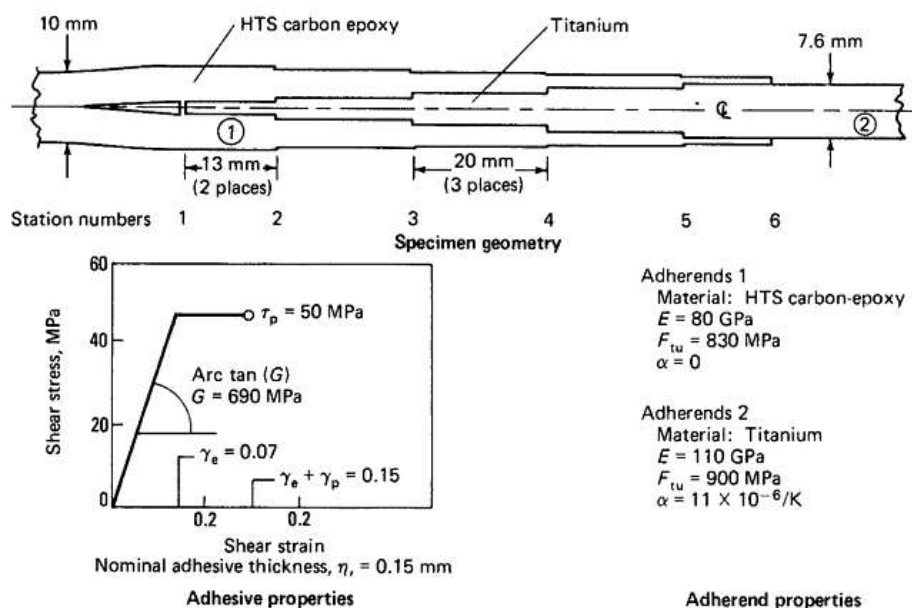


Fig. 2.22 Tipica giunzione incollata a gradini

Ogni gradino è governato dalle stesse equazioni differenziali applicate ai giunti a doppia sovrapposizione. Di conseguenza esiste una altamente non uniforme distribuzione di tensione a taglio nell'adesivo, con il trasferimento di carico concentrato alle estremità di ogni gradino, come mostrato in Fig. 23.

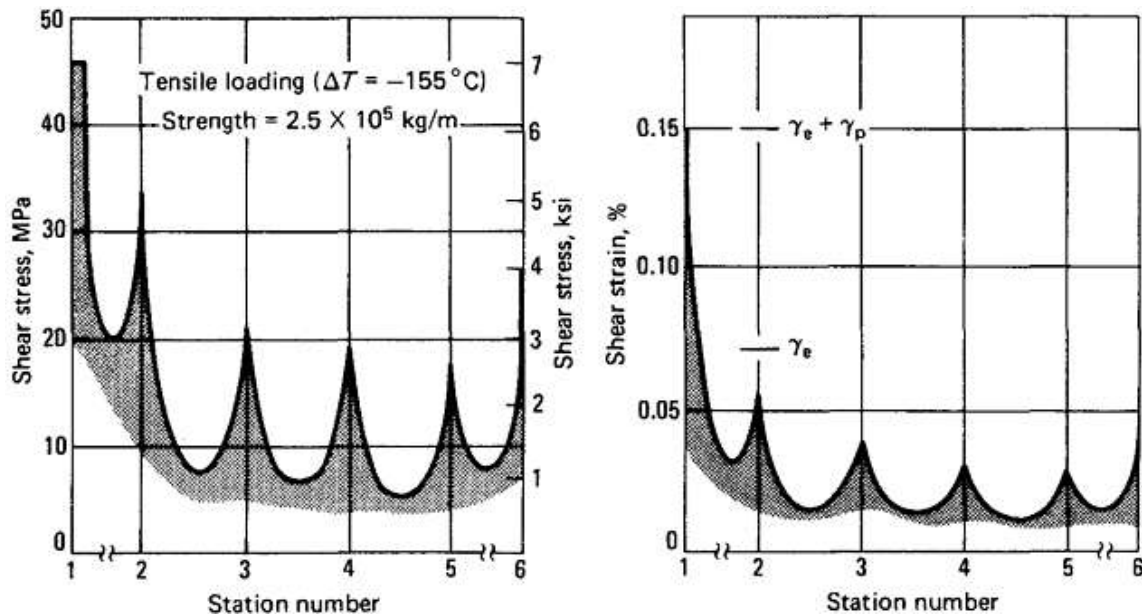


Fig. 2.23 *Tensione e deformazione a taglio in giunti incollati privi di danneggiamenti*

La variabile più pesante nell'aumento di resistenza del giunto è il numero di gradini; il solo aumento di area per lo stesso numero di gradini non è efficace. La resistenza continua ad aumentare all'aumentare del numero di gradini fino a uno per ply, ed il numero dovrebbe sempre essere sufficiente ad assicurare che la resistenza dell'incollaggio (calcolata non considerando i limiti di resistenza degli aderendi, ma mantenendo la stessa rigidità) ecceda la resistenza degli aderendi almeno del 50%.

2.2.1.5 *Ridistribuzioni del carico in giunzioni incollate in presenza di difetti o danneggiamenti*

Non è sufficiente progettare giunzioni incollate per una resistenza adeguata solo al carico nominale applicato nel caso che sia necessaria una certa tolleranza al

danneggiamento. Se una giunzione incollata fosse ovunque più debole rispetto alla resistenza locale degli aderendi appena fuori dal giunto, ogni redistribuzione del carico associata a difettosità localio danneggiamenti dell'incollaggio comporterebbe il distacco catastrofico dell'incollaggio rimanente. Questo fenomeno è illustrato in Fig. 7; la tensione uniforme negli aderendi lontano dal difetto deve essere tenuta bassa per danneggiamenti o difetti più grandi per timore che l'incollaggio rimanente diventi sovraccaricato e ceda proprio all'esterno dell'area incollata inefficace.

In ogni modo se la zona di incollaggio intatta fuori dalla zona indebolita fosse più resistente degli aderendi, nessuna quantità di redistribuzione del carico potrebbe mai far cedere l'incollaggio. Ogni cedimento susseguente sarebbe trasferito agli aderendi, dove diverrebbe visibile rapidamente. L'analisi appropriata per stimare la vita residua nella struttura con incollaggio danneggiato pertanto riguarderebbe gli aderendi e non l'adesivo. Lo stesso vale quando strutture così spesse che non dovrebbero essere incollate sono incollate e protette da elementi di fissaggio anti cedimento. Ogni iniziale difettosità o cedimento distaccherà sufficientemente il giunto in modo tale che gli elementi di fissaggio supporteranno il carico attraverso l'area difettosa. Da quel punto in poi il trasferimento del carico è redistribuito. Il distacco non crescerà ulteriormente e la vita residua sarà determinata dagli elementi di fissaggio più severamente caricati attraverso l'area di incollaggio difettoso.

Un'avvertimento è d'obbligo per quanto riguarda la moda corrente dell'applicazione errata delle teorie della meccanica della frattura (valide per materiali metallici) per stimare la vita di strutture incollate.

La linea guida di progettazione di una struttura incollata è che l'incollaggio nominale privo di difetti non deve mai essere più debole dei membri che vengono incollati. Se l'incollaggio è resistente, sono gli aderendi a determinare la vita della struttura, sia che l'incollaggio sia danneggiato o meno. La nozione per cui sia permessa la progettazione di incollaggi che siano il punto debole giustificare questa pratica con il calcolo di una supposta adeguata vita a fatica deve essere scoraggiata. L'associata possibilità di un distacco istantaneo della rimanente area incollata comporta un onere

insostenibile per la verica. La ricerca di cricche in strutture metalliche è già abbastanza difficile, e sono più facili da trovare di quelle negli incollaggi. Inoltre le due situazioni, danneggiamenti negli incollaggi e cricche nei metalli) non sono affatto paragonabili. La base dell'approccio alla tolleranza al danneggiamento per cricche in strutture metalliche è che esiste un relativamente lungo periodo di crescita lenta e stabile della cricca prima che sia raggiunta una lunghezza critica della cricca. Di solito questo dà sufficienti opportunità per rilevare piccole cricche e ripararle. D'altra parte nelle giunzioni incollate il tasso di scollamento misurato potrebbe essere talmente rapido che l'incollaggio necessiterebbe di essere ispezionato più volte per ogni volo (per esempio in applicazioni aerospaziali) per assicurare che sia sicuro continuare, o talmente lento che nessun'accrescimento potrebbe essere rilevato.

La differenza tra tecniche di tolleranza al danneggiamento nei metalli e negli incollaggi è mostrata in Fig. 24. D'altra parte giunzioni incollate ben progettate mostrano una notevole tolleranza a difetti di incollaggio anche importanti. Analisi di meccanica della frattura possono essere valutabili in questo contensto quando utilizzate per calcolare le soglie al di sotto delle quali il danneggiamento iniziale non si propaga, piuttosto che per calcolare l'entità del tasso di accrescimento del danneggiamento.

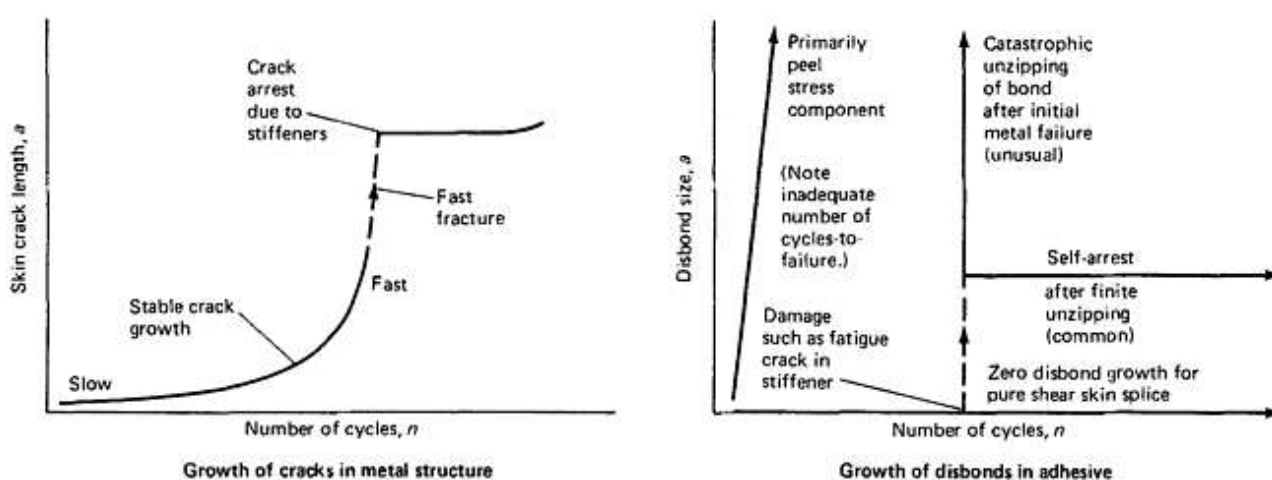


Fig. 2.24 *Differenza tra accrescimento di cricche in component metallici e in giunzioni incollate*

2.2.2 Elementi fondamentali nel trasferimento di carico di taglio attraverso elementi di fissaggio meccanici

Forse la cosa più importante da capire riguardo alle giunzioni con elementi di fissaggio meccanico in strutture composite fibrose è che l'eventuale cedimento del composito avviene molto tempo dopo che il laminato ha finito di comportarsi come un materiale omogeneo che dal punto di vista ingegneristico presenta una sola fase su cui normalmente è modellato.

Mentre le fibre e la matrice in resina sono entrambe essenzialmente lineari fino al cedimento, le microcricche e le delaminazioni attorno ai fori imbullonati nei laminati compositi causano sostanziali redistribuzioni interne del carico che non sono tenute in conto dai modelli matematici delle giunzioni composite incollate o rivettate. Pertanto, appare sostanzialmente non lineare il comportamento associato con le normali dimensioni dei rivetti e delle incollature nelle strutture composite. Comunque, mentre ci sono in effetti zone indebolite a livello locale, come mostrato nella Fig. 25, questo indebolimento ha natura e comportamento diverso rispetto all'indebolimento associato alle leghe metalliche duttili in simili condizioni.

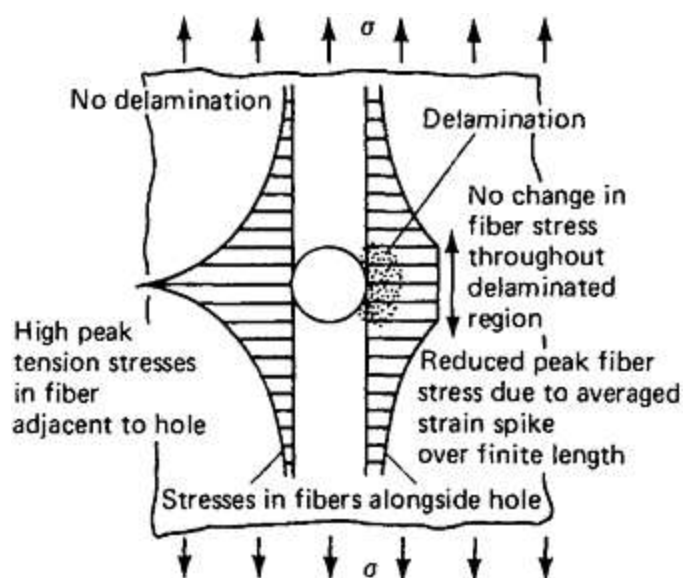


Fig. 2.25 *Ridistribuzione delle tensioni in corrispondenza di piccoli fori in compositi fibrorinforzati*

Esistono però grandi somiglianze nel comportamento a livello macroscopico. Per esempio la presenza di zone di tensione residua attorno a fori realizzati per asportazione di truciolo in strutture metalliche comporta importanti aumenti della vita a fatica. Allo stesso modo ogni ridistribuzione di tensione nelle seppur piccole zone deformabili attorno agli elementi di fissaggio nei compositi causa un aumento della resistenza statica. Sia l'attenta installazione di elementi di fissaggio calettati per interenza sia il leggero affaticamento delle strutture composite imbullonate può aumentare la resistenza statica a trazione in modo da renderla sempre più vicina alla resistenza della sezione netta non forata.

Il corrispondente aumento nella resistenza alla compressione non sarà così importante, poiché è condizionato più dalle tensioni di connessione che dalle tensioni a sezione netta. Infatti, con le più recenti resine a tenacità aumentata che sono state sviluppate, è stato rilevato una nuova modalità di cedimento con cricche esattamente attraverso i laminati che, se la tensione nominale è abbastanza alta, si sviluppano sotto carichi compressivi ciclici nella stessa maniera in cui le cricche si sviluppano nelle strutture metalliche sotto carichi di trazione. La ragione di ciò è che mentre il micro danneggiamento nella resina è benigno sotto carichi di trazione, poiché esso distribuisce proporzionalmente lo sforzo alle fibre in regioni ad alti gradienti di tensione, lo stesso danneggiamento destabilizza le fibre compresse assialmente. Questo fenomeno non era mai stato segnalato nelle vecchie resine più fragili, poiché l'intero laminato sarebbe ceduto prima che le necessarie tensioni per questa modalità di cedimento potessero svilupparsi.

C'è una molto forte somiglianza tra gli effetti dei dettagli del progetto sulla resistenza a fatica di strutture metalliche incollate o rivettate e sulla resistenza statica delle strutture composite. Forse la più forte analogia è associata con la necessità progettuale di ridurre lo stress da connessione localizzato attorno ai fori. Come mostrato nella Fig. 26, a livello elastico il picco di tensione di trazione lungo il foro unito caricato in un pannello isotropo è dello stesso ordine di grandezza della tensione di connessione media, P/dt . Tenere la tensione di connessione (bearing

stress) bassa è la chiave per giunzioni composite imbullonate strutturalmente efficienti, in modo particolare per giunzioni multi fila, come spiegato successivamente.

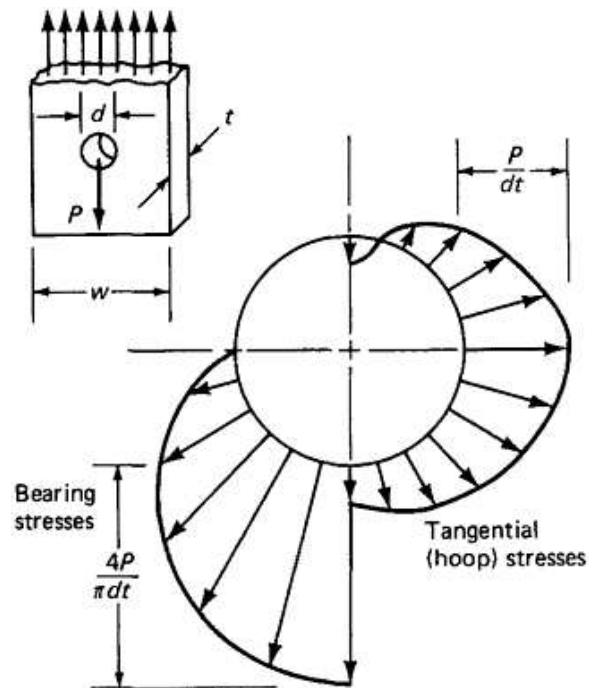


Fig. 2.26 *Tensioni di connessione (bearing stress) e tensioni tangenziali (hoop stress) in fori imbullonati*

Ci sono anche altre giustapposizioni di comportamento tra componenti metalliche e composite. Per esempio, nelle strutture metalliche di aeromobili, una severa applicazione del carico nella prima parte della vita del velivolo ritarderà il susseguente propagarsi di cricche avendo creato una più grande zona plastica alle estremità delle cricche o comunque nella loro zona. Parallelamente, se tutti gli aerei realizzati in composito rivettato fossero soggetti a cinque test di durata a fatica prima della delibera, la loro resistenza ultima sarebbe aumentata significativamente, probabilmente di un fattore 2.

A causa del comportamento fondamentalmente bifasico dei materiali compositi fibrosi attorno a fori sia caricati che non caricati (Fig. 25), ci sarà una continua

necessità di un sostanzialmente empirico fattore di correlazione per riconciliare test e teoria per giunzioni composite imbullonate. Questo può essere fatto in un modo diretto, secondo l'ipotesi dell'autore degli articoli [42, 43, 44, 45], in cui l'ammontare della distensione della concentrazione delle tensioni è assunto essere proporzionale all'intensità della concentrazione di tensione elastica originale. Questa ipotesi porta ad un facile calcolo della residua concentrazione di tensione per altre geometrie non testate. Con un fattore di correlazione determinato da test su campioni opeh hole come punto di partenza, questo metodo si è rivelato efficace nel predire la resistenza di giunzioni composite unite multifila fortemente caricate [46]. In [47] questo metodo è stato esteso a carichi di taglio nel piano su giunzioni multifila. Il riferimento 47 contiene anche molte formule per la determinazione dei fattori di concentrazione delle tensioni migliorate per fori imbullonati caricati e non caricati che sono più semplici di quelle sviluppate in precedenza, con nessuna perdita di accuratezza.

Si procederà a presentare il suddetto metodo di analisi, la letteratura sulle giunzioni unite composite contiene però anche un altro approccio di base a questo problema, di tipo non lineare, che usualmente fa riferimento alla lunghezza caratteristica o all'offset caratteristico. Le basi di questo approccio sono i criteri di rottura per tensione puntuale e per tensione media [48]. Con questo metodo, si presume che l'analisi lineare elastica debba essere valida all'esterno di alcune empiricamente determinate zone indebolite adiacenti al foro. Il principale inconveniente a questo approccio, che può, naturalmente, sempre mostrarsi capace di spiegare i risultati di ogni test uno per volta, è che la cosiddetta dimensione caratteristica varia considerevolmente con la bearing stress e che i cedimenti vengono predetti in posti diversi da quelli in cui si sa che accadono. Ciononostante, entrambi i metodi di analisi continueranno ad essere usati finché sarà possibile coprire tutte le geometrie di giunzione e le intensità dei bearing stress con una singola teoria. Al momento, ogni approccio copre alcune situazioni non coperte dagli altri. Entrambi sono stati usati con successo in applicazioni di elevata responsabilità strutturale, ed entrambi hanno

portato ad una accresciuta compressione delle concentrazioni di tensione attorno ai fori imbullonati nelle strutture composite.

2.2.2.1 Giunzioni di compositi a singolo foro imbullonato (o a singola fila)

I metodi sviluppati in [43, 44, 47] per l'analisi e la progettazione di giunzioni composite incollate o rivettate richiedono un importante fattore empirico di correlazione. Una volta accettato ciò, ha senso utilizzare le analisi per materiali elastici isotropi come punto di riferimento, a causa della loro semplicità e ampia disponibilità. Correzioni per entrambi i comportamenti non lineari descritti in Fig. 25 e per l'ortotropia possono essere combinati in un singolo fattore, a condizione che modalità e localizzazione della rottura non cambino.

Sono necessarie analisi separate per i cedimenti in corrispondenza dei fori di collegamento (bearing failures) e per i modi di rottura con tensione attraverso il foro. Le varie modalità di cedimento sono mostrate in Fig. 27. La resistenza a compressione tende ad essere maggiore e non sensibile alle concentrazioni di tensione, perché parte del carico può essere trasmesso attraverso il rivetto o bullone invece che aggirando il foro.

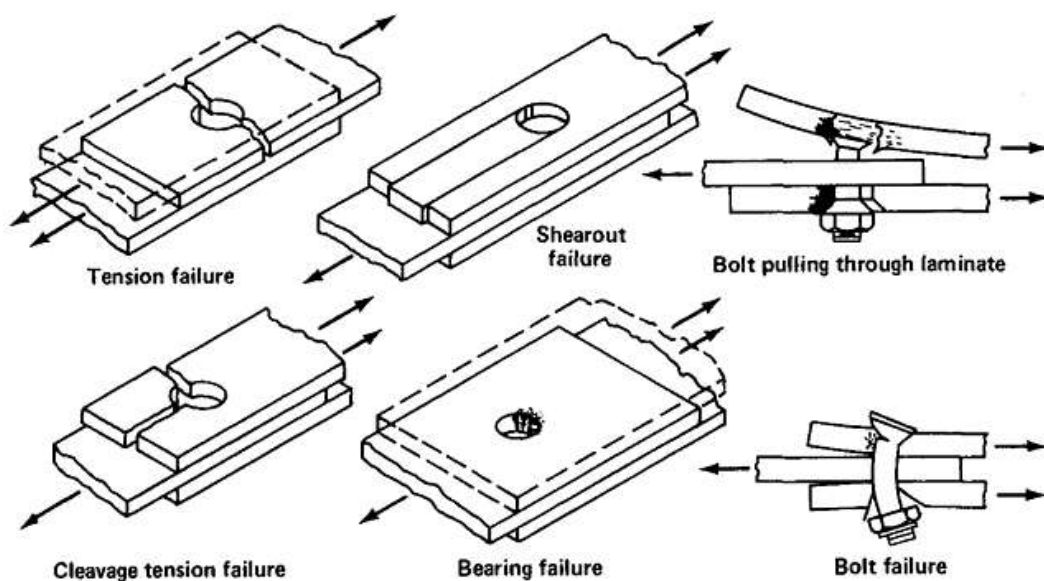


Fig. 2.27 Varie modalità di rottura per giunti imbullonati in compositi avanzati

L'altra importante modalità di rottura, il shear-out, non avviene all'interno dell'area ombreggiata dei modelli di laminato in Fig. 4. Fuori da quest'area, il diffuso distacco che accompagna il shear-out ed il livello di carico basso al quale esso avviene (si veda, per esempio, [43] e [49]) scoraggia l'installazione di elementi meccanici di collegamento in laminati altamente ortotropi. Un indebolimento nei confronti del shear-out non può essere corretto aggiungendo più distanza tra gli elementi di fissaggio. Anche un aumento di spessore, senza modificare l'inopportuno pattern di fibre, non è molto efficace. Ogni inspessimento aggiuntivo è meglio impiegato andando a modificare il modello di deposizione andando a creare un'orientazione di fibra altamente disperso, quasi isotropo.

Il riferimento [47] contiene formule per la determinazione della concentrazione di tensione elastica-isotropa associata a fori inbullonati caricati di diametro d , in una finita striscia di larghezza w . Rispetto alla tensione media nella sezione netta il fattore di picco di concentrazione di tensione sulla sezione netta appena immediatamente adiacente al foro è:

$$K_{te} = \frac{w}{d} + \frac{d}{w} + 0.5 \left(1 - \frac{d}{w} \right) \Theta \approx \frac{w}{d} + \frac{d}{w}$$

dove

$$\Theta = \left(\frac{w}{e} - 1 \right) \text{ for } e/w \leq 1, \Theta = 0 \text{ for } e/w \geq 1$$

a condizione che la distanza limite e sia adeguata (cioè che $e \geq w$). Il riferimento citato contiene modifiche anche per previ distanze. R.B. Heywood fornisce la corrispondente espressione per il fattore di concentrazione di tensione per un foro non caricato in mezzzeria di una striscia.

$$K_{te} = 2 + (1 - d/w)^3$$

Il riferimento [43] inoltre contiene formule per condizioni di tensione associate a fori in differenti geometrie. Un importante vantaggio nell'avere espressioni esplicite per tali concentrazioni di tensione è che esse facilitano studi parametrici e l'identificazione di giunzioni con geometrie ottimali.

La resistenza massima di una fragile, perfettamente elastica striscia caricata da un bullone centrale è del 21% rispetto alla resistenza senza foro, con un rapporto w/d ottimale di 2.5. I bulloni dovrebbero essere disposti assieme vicini per minimizzare il picco di hoop stress il quale, come mostrato in Fig. 26, è dello stesso ordine di grandezza del bearing stress medio.

Esiste un considerevole rilassamento dei fattori di concentrazione di tensione, come mostrato in Fig. 28, che include l'efficienza di giunti imbullonati in materiali altamente duttili o fortemente fragili. E' evidente che il comportamento dei materiali compositi non può essere predetto sulla base di una piccola perturbazione derivante dalle analisi sia elastiche che plastiche mostrate. Si dovrebbe anche notare che l'aumento della resistenza mostrato nella Fig. 28 per diametri approssimativamente di 6.5 mm in compositi uniti in carbonio/resina epossidica cala asintoticamente quando il diametro dell'elemento di fissaggio aumenta, e, per fori imbullonati o tranciati di grandi dimensioni, si dovrebbe aspettare ad applicare le previsioni linearmente elastiche.

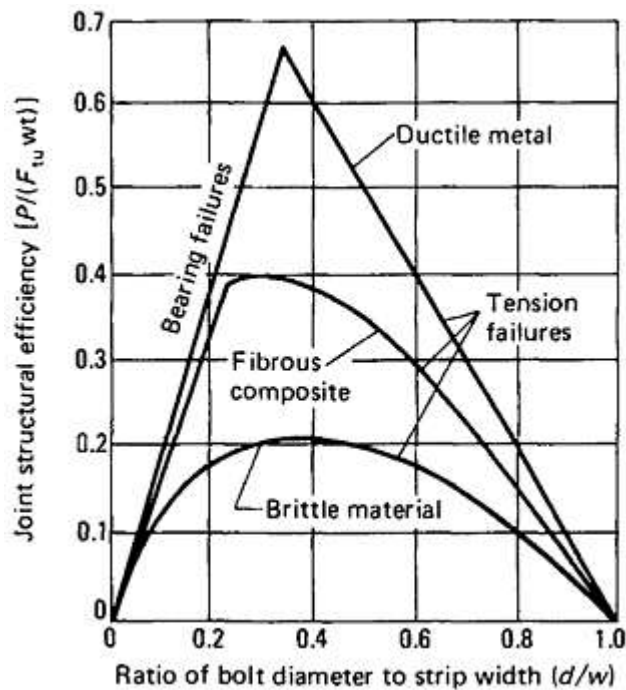


Fig. 2.28 *Relazione tra la resistenza di giunzioni imbullonate in materiali duttili, compositi fibrorinforzati e materiali fragili*

L'origine di questa sostanziale distensione delle concentrazioni di tensione per elementi di collegamento per un tipico proporzionamento ($3 < d/w < 4$) è spiegato in Fig. 29, in cui il fattore teorico di concentrazione di tensione, K_{te} , è calcolato in accordo a Eq. 1. La concentrazione di tensione effettiva al momento della rottura, K_{tc} , è calcolato come:

$$K_{tc} = F_{tu}(w - d) / P$$

Dove P è il carico al quale il provino si rompe, F_{tu} è il carico di rottura ed il numeratore è la resistenza della sezione netta senza foro.

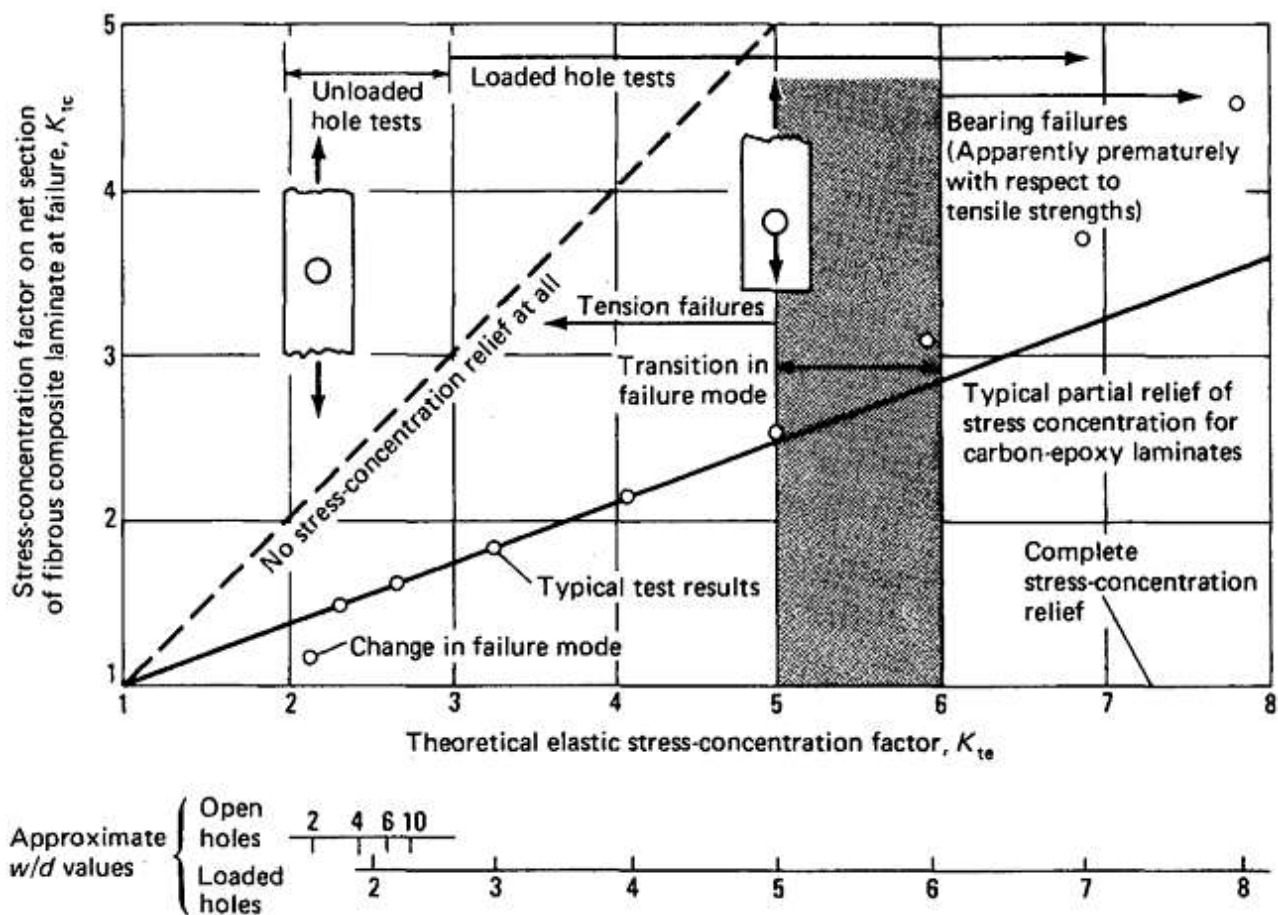


Fig. 2.29 Relazione tra fattori di concentrazione delle tensioni osservate alla rottura di laminate composite fibrerinfornzati e predetti per materiali perfettamente elastici e isotropi

E' stato postulato in [43], [44], e [47] che l'ammontare di rilassamento (non lineare) sarebbe proporzionale all'intensità dell'originale concentrazione di tensione elastica. Perciò l'effettivo fattore di concentrazione di tensione sperimentato dal laminato composito su fori caricati o non caricati può essere stimato che valga:

$$K_{tc} = 1 + C(K_{te} - 1)$$

Dove il fattore di correlazione, C , varia sia con il pattern di fibre che con la dimensione del foro. Un valore di 0 per C indicherebbe la completa distensione della concentrazione di tensione, come per i materiali duttili, con un valore di 1 (per materiali quasi isotropi) indicherebbe nessuna distensione. Come promemoria, il

lavoro del fattore C può essere stimato vicino a 0.25 per imbullonamenti in tre differenti tipi di laminati quasi isotropi. Valori maggiori sono stati dedotti per laminati ortotropi. Per elementi di fissaggio di 6,5mm di diametro in laminati all'interno dell'area ombreggiata in Fig. 4:

$$C \approx (\% 0^\circ \text{ plies})/100$$

Come mostrato in Fig. 30

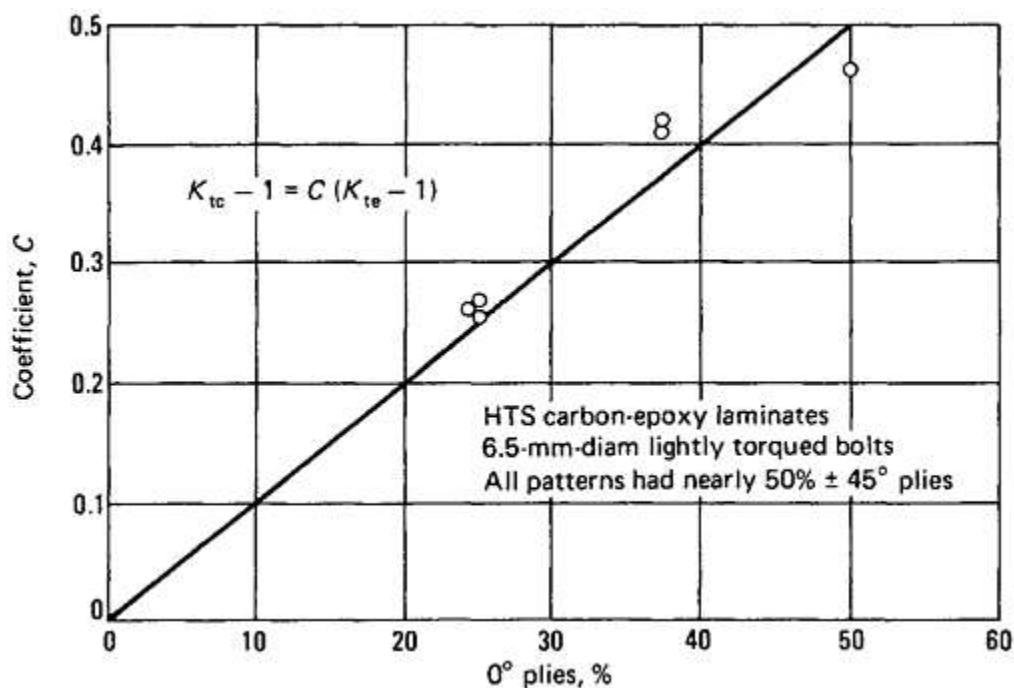


Fig. 2.30 *Distensione di concentrazione di tensione per fori imbullonati in laminati compositi*

Incorporare il fattore di ortotropia in un singolo coefficiente C può essere giustificato solo quando il modo di rottura non cambia. Sia che l'effetto dell'ortotropia sia incorporato in una ascissa dilatata od in una accentuata pendenza della curva in Fig. 29, il risultato non cambia. Ci si aspetterebbe che questa combinazione divenisse non più valida per pattern di fibre al di fuori dall'area ombreggiata mostrata in Fig. 4, a causa della predominanza del modo di rottura di tipo shear-out.

2.2.2.2 Giunzioni di compositi mediante imbullonamenti su più file

La limitata efficienza strutturale di laminati compositi imbullonati in fila singola non è per questi sufficiente a competere in termini di peso con le strutture in alluminio ben progettate. Questo è mostrato in Fig. 32, la quale mostra la necessità di operare a maggiori livelli di deformazione.

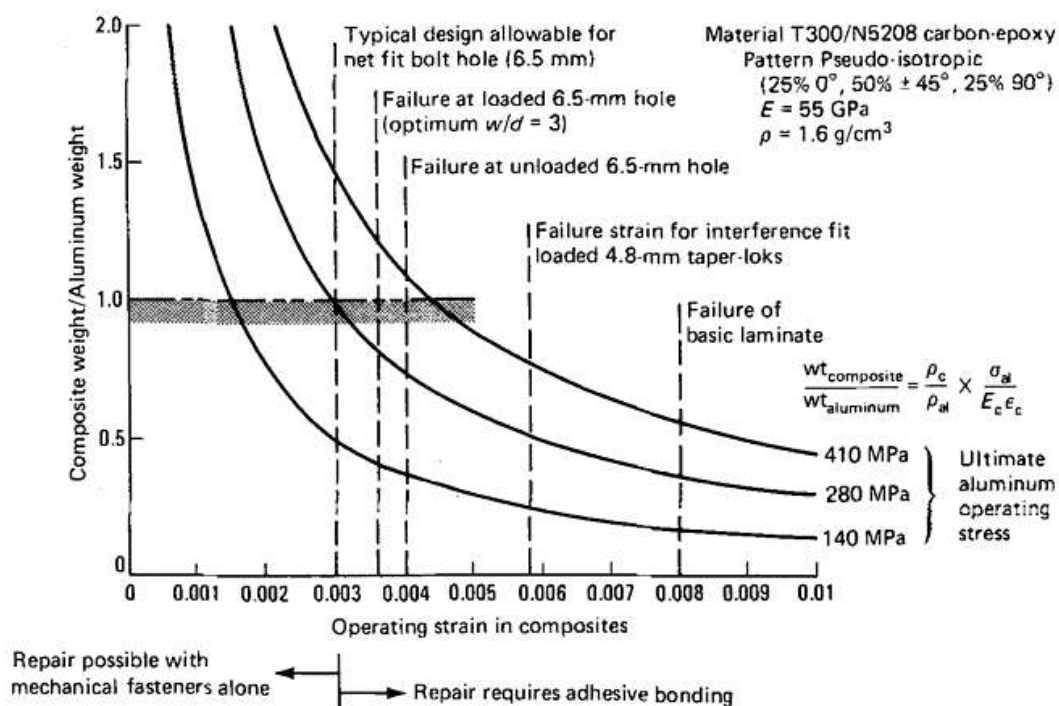


Fig. 2.31 Rapporto tra pesi di strutture in composito e in alluminio. Le deformazioni di rottura sono minori per fori caricati, utilizzando basi statistiche piuttosto che valori medi, e per fori più grandi. La validità del beneficio che caratterizza gli elementi di fissaggio con accoppiamento per interferenza non richiede assolutamente imbullonamenti con gioco o poco serrati. Altrimenti la resistenza statica si ridurrà di un fattore due. Imbullonamenti multifila in membri di uniforme spessore aumenta la resistenza solamente di pochi punti percentuali. Non sono ancora stati stabiliti ulteriori limiti alla deformazione per la tolleranza al splice danneggiamento e resistenza all'impatto.

Comunque questa necessità è stata a volte male interpretata ed è stata risolta per mezzo di modifiche verso modelli strutturalmente inferiori per raggiungere miglioramenti in deformazione, con l'unico risultato di aver annullato l'obiettivo a causa di una associata riduzione del modulo elastico. Di interesse è il fatto che

diagrammi simili a quelli della Fig. 32, ma preparati per modelli di laminati moderatamente ortotropi, hanno mostrato che l'aumento della resistenza associato con l'addizionale di filamenti a 0° (quelli nella direzione primaria del carico) sono quasi annullati dalla associata riduzione della resistenza alla rottura a causa del più alto fattore K di concentrazione delle tensioni. Allo stesso modo, la più bassa concentrazione delle tensioni e la maggiore deformazione ultima di rottura associata a laminati meno rigidi porta ad una bilanciata diminuzione di resistenza a causa del minore modulo elastico.

Cercare di migliorare l'efficienza del collegamento con un buon pattern di fibra di solito non può aumentare sostanzialmente la resistenza di laminati compositi. Una ben nota eccezione è rappresentata dall'utilizzo di strisce a bassa rigidezza e pastiglie le quali possono virtualmente eliminare l'effetto di concentrazione di tensioni rispetto al laminato base. Comunque tale approccio lascia la struttura fuori da queste protezioni locali con bassa, se non ulla, tolleranza al danneggiamento (a causa dell'elevata deformazione permessa dall'elevata cedevolezza delle strisce e pastiglie) e limita notevolmente la possibilità di realizzare riparazioni, il che fa sì che le applicazioni per cui tale approccio sia praticabile sono limitate.

Una tecnica alternativa per aumentare l'efficienza strutturale di strutture composite imbullonate o rivettate è di migliorare la giuntura in sé, per mezzo dell'utilizzo di più di una fila di elementi di collegamento in unione con piatti realizzati ad hoc.

Le analisi in [43], [44], [47] svolte negli anni '80 mettono in luce come realizzare ciò e progressi considerabili sono stati fatti nella progettazione e analisi di tali giunzioni. La validità del metodo è stata confermata da prove estensive su grandi e fortemente caricate giunzioni imbullonate di compositi [46].

Analisi comparative su giunzioni di compositi imbullonati multifila riportate in [46] hanno mostrato che se la struttura base deve essere riparata, la giunzione ottimale deve contenere una pelle uniformemente spessa con piatti di giunzione realizzati ad hoc, come mostrato in Fig. 32.

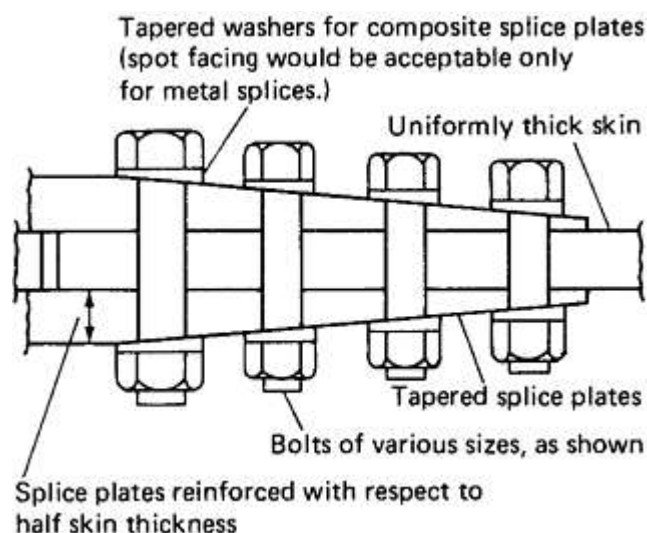


Fig. 2.32 *Proporzioni ottimali per giunzione multifila di compositi*

La Fig. 33 mostra come la resistenza di una tipica struttura composita imbullonata vari con il pattern di fibra come con l'efficienza del disegno della giunzione. Viene mostrato come il più efficiente giunto multifila abbia il 50% della resistenza del laminato non intagliato. Inoltre la resistenza del giunto non è molto sensibile al pattern di fibre, anche per bulloni dal diametro di 6,5mm, e diventa ancora meno sensibile per diametri maggiori. La curva di resistenza del giunto in Fig. 33 tenderebbe a diventare più piatta e bassa per bulloni di dimensioni maggiori per entrambe i giunti, sia con più di una fila di elementi di collegamento che solo una, , se non fosse che l'elemento di fissaggio critico di una giunzione multifila deve essere tenuto piccolo per aumentare la efficienza strutturale limitando il carico che può sostenere.

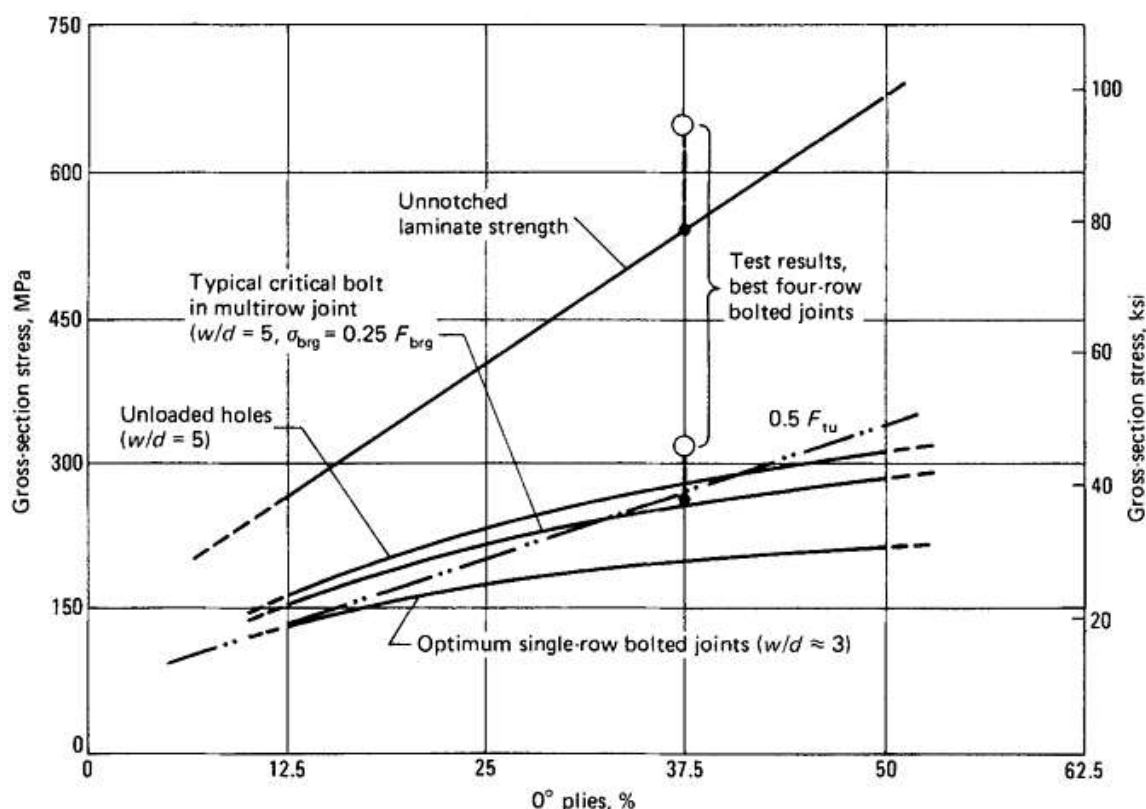


Fig. 2.33 *Tensione di progetto a sezione lorda per strutture composite imbullonate (lamine carbon/epoxy). Grafico applicabile a bulloni con diametro di 9.5mm. Bulloni più grandi sono associati con tensioni del laminato progressivamente più basse.*

2.2.3 Collegamento di componenti in materiale composito per mezzo di inserti metallici annegato copolimerizzati e/o incollati

Uno dei metodi di giunzione ad elevata efficienza normalmente utilizzato nell'ambito delle produzione di componenti strutturali nel settore aeronautico e auto e motor sport consiste nella copolimerizzazione e/o incollaggio di inserti metallici annegati nella struttura composita. L'opportunità di utilizzare elementi metallici in corrispondenza dei punti di collegamento con altri componenti nasce dalla necessità di trasferire carichi che in corrispondenza delle giunzioni generano stati tensionali fortemente triassiali di difficile gestione per materiali orto tropi quali sono i materiali compositi. L'annegamento di inserti metallici permette di ridistribuire sottoforma di sforzo di taglio per incollaggio (o copolimerizzazione) su di una ampia superficie di

accoppiamento tra inserto e composito i carichi localizzati in punti notevoli quali bullonature, accoppiamenti cilindrici ecc. Esempi di tali applicazioni sono i telai automobilistici monoscocca di Ferrari Enzo (2002) e Lamborghini Aventador (2010) in Fig. 34.



Fig. 2.34

o elementi aeronautici quali la pannellatura nervata in Fig. 35.

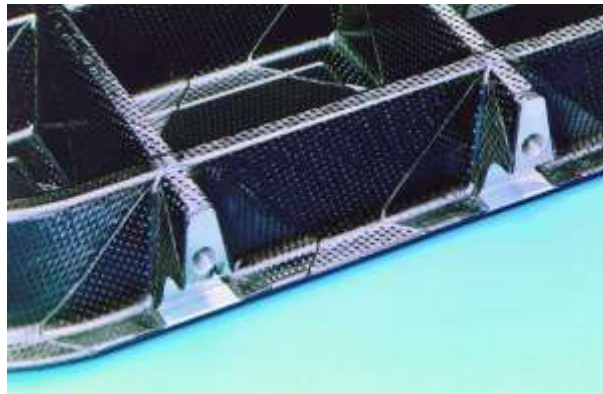


Fig. 2.35

Non si ritrovano in letteratura informazioni riguardo a prove sperimentali o trattazioni di metodi di progettazione in merito all'argomento in quanto la maggior parte delle applicazioni è ad oggi segreto industriale e costituisce una vera e propria arte nelle mani di pochi specialisti del settore.

Di pregevolissima fattura è da annoverare il telaio e forcellone della motocicletta di classe SBK Bimota DB7 Oro Nero (2008) realizzato a mano presso la BR Bike Research di Cesena (fig. 36) che rappresenta il primo esempio di telaio a traliccio in composito per motociclette di serie limitata. In tali applicazioni degli inserti in alluminio sono stati annegati alle estremità dei tralicci di carbonio per assicurare l'efficienza del collegamento imbullonato con flange di alluminio lavorate dal pieno.



Fig. 2.36



Fig. 2.37

2.2.4 Collegamento di componenti in materiale composito in continuità di fibra per copolimerizzazione di pelli ed incollaggi strutturali

Ad oggi il sistema di giunzione di parti composite più efficiente e che garantisce quindi il maggior risparmio in peso a pari rigidità e resistenza rispetto a telai tradizionali è la connessione di parti in continuità di fibra. Tale processo, ad oggi proprio di artigiani e di poche aziende specializzate nel settore racing, consiste nella laminazione e polimerizzazione a più step di gruppi di giunzioni per volta che mediante la sovrapposizione di tessuti, calze preimpregnate che in alcuni punti vanno ad avvolgere progressivamente inserti metallici riescono a garantire la continuità della fibra attraverso tutti i punti di giunzione. Inoltre inserti metallici annegati in tal modo trasferiscono carichi al composito non solamente per sforzi di taglio, ma soprattutto per vincoli di forma che facciano lavorare a trazione le fibre. Sono esempi di questa tecnologia i più evoluti telai di bicicletta da corsa, in Fig. 38 un esempio della Rinard Bike, o in Fig. 39, 40 e 41 il telaio Ducati Monster realizzato dalla BR Bike Research di Cesena. Durante il corso del dottorato di ricerca è stata svolta una visita estremamente istruttiva presso l'azienda romagnola.



Fig. 2.38



Fig. 2.39



Fig. 2.40



Fig. 2.41

2.2.5 La via della nastratura

A seguito degli studi effettuati in merito al trasferimento di proprietà meccaniche da fibra a tessuto ed all'efficienza strutturale dei diversi sistemi di giunzione tra componenti in materiale composito si può concludere che una corretta metodologia di progettazione dovrà prevedere l'utilizzazione di tessuti unidirezionali di fibra di carbonio che vadano a realizzare componenti le cui zone di giunzione siano disegnate in modo tale da far lavorare secondo la loro natura a trazione le fibre costituenti, e non a taglio (incollaggi) o per vincoli di forma localizzati (fasteners).

Capitolo 3

STUDIO DI UNA TECNOLOGIA DI PRODUZIONE AUTOMATIZZATA PER NASTRATURA

3.0 La nastratura strutturale automatizzata

Lo studio delle tecnologie e dei sistemi di materiale stato dell'arte nella ricerca di elevata industrializzazione per la produzione di componenti strutturali in materiale composito ha messo in evidenza stringenti limiti di forma per i componenti realizzabili con i processi di laminazione automatizzata e caratteristiche meccaniche inferiori alle aspettative per i componenti realizzati con processi di injection moulding (RTM e simili). Si vanno ad elencare in sintesi vantaggi e limiti delle

tecnologie attualmente in grado di garantire gli obiettivi funzionali e di processo necessari per garantire il successo di una produzione in medio-grande serie:

Materiali con resina termoisolante:

- Laminazione automatica di pre-preg termoisolanti (tape laying o fiber placing) e polimerizzazione OoA (out of autoclave) in:
 - Pressa calda
 - Sacco a vuoto o termo restringente + Forno

Vantaggi:

- Elevata produttività, bassi costi di laminazione. Elevata ripetibilità e caratteristiche meccaniche.

Limiti:

- La laminazione in tape laying permette solamente la produzione di pannelli, non forme complesse.

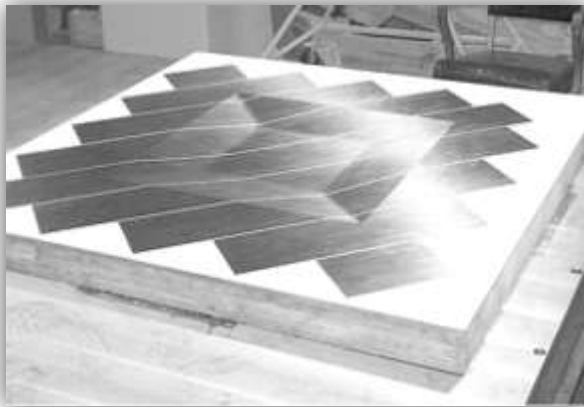


Fig. 3.1

- La laminazione in fiber placing permette la laminazione di forme più complesse, ma è necessario che il pezzo abbia natura geometrica quasi di rivoluzione.

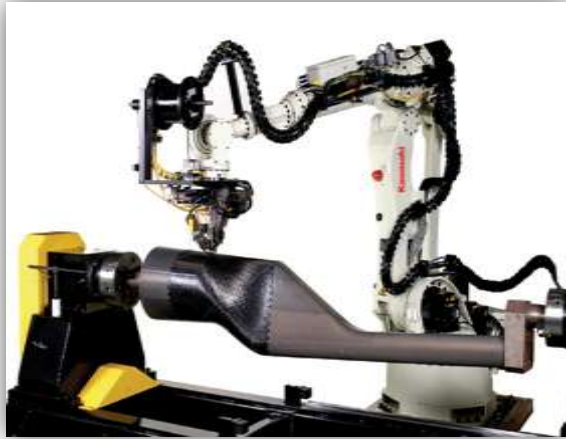


Fig. 3.2

- Injection Moulding (RTM) + ove possibile Braiding 3D



Fig. 3.3

Vantaggi:

- Elevata produttività, medi costi di processo. Elevata ripetibilità.

Limiti:

- Medie caratteristiche meccaniche a causa della bassa percentuale di fibre ottenibile nel materiale e fragilità della resina di injection moulding.



Fig. 3.4

In relazione all'applicazione riportata in Fig. 4 si osservi la modalità con cui vengono avvolti gli inserti che fungeranno da sedi dei perni ruota e accoppiamento con il telaio. L'annegamento di inserti metallici avvolti dalla fibra in modo tale da ottenere trasferimento di carico non per taglio (come avviene negli incollaggi tradizionali), ma per trazione delle fibre sarà di notevole interesse nel prosieguo del lavoro.

- Filament Winding

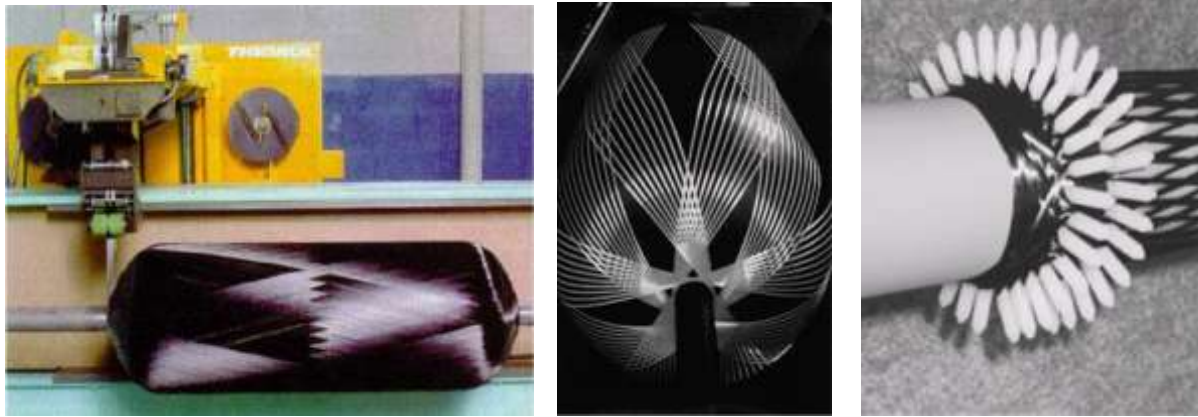


Fig. 3.5

Vantaggi:

- Elevata ripetibilità e caratteristiche meccaniche.

Limiti:

- Produzione solamente di pezzi di forma ad elevata assialsimmetria.

- **Pultrusione e Pullwinding**

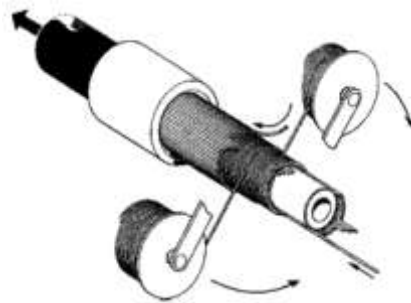
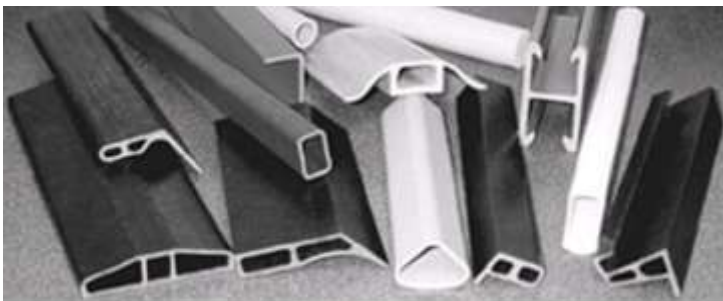


Fig. 3.6

Vantaggi:

- Elevata ripetibilità, caratteristiche meccaniche, produttività, bassi costi.

Limiti:

- Produzione solamente di pezzi di forma pari all'estruso metallico

Materiali con resina termoplastica:

- Laminazione automatica di pre-preg termoplastici (tape laying o fiber placing) e termoformatura

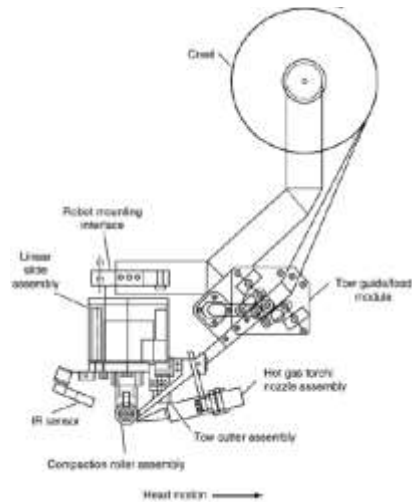


Fig. 3.7

Vantaggi:

- Non necessitare di polimerizzazione in forno. Possibilità di saldature termoplastiche.

Limiti:

- Stessi svantaggi della laminazione automatica di materiali termoindurenti

- Termoformatura di pannelli pre-laminati



Fig. 3.8

Vantaggi:

- Elevatissima produttività. Possibilità di co-polimerizzare nervature e saldature termoplastiche.

Limiti:

-
- Forte limitazione nelle forme realizzabili, sformabilità

Lo studio compiuto in merito ai sistemi di collegamento di componenti compositi attualmente utilizzati hanno evidenziato l'impossibilità di realizzare giunzioni dall'efficienza strutturale superiore allo 0,5 per giunzioni incollate o imbullonate/rivettate ed in generale hanno messo in luce la forte mancanza di sinergia tra la natura di elevata resistenza a trazione delle fibre costituenti il materiale composito e gli andamenti delle linee di forza in corrispondenza dei collegamenti. Mentre in corrispondenza di incollaggi strutturali il carico viene trasmesso per taglio, gli elementi di collegamento meccanico quali rivetti o bulloni comportano la presenza di inefficienti concentrazioni di tensioni in corrispondenza dei fori sul laminato. Anche gli inserti metallici co-polimerizzati di migliore progettazione oggi sfruttano un accoppiamento misto di trasferimento del carico col componente per taglio più trasferimento per vincoli di forma che permette un miglioramento dell'efficienza strutturale, ma è comunque spesso vincolato alla generazione di nocive concentrazioni di tensioni in corrispondenza dei vincoli.

Giunzioni quali incollaggi, rivettature, annegamenti di inserti co-polimerizzati e/o incollati con pochi vincoli di forma e lavoranti fondamentalmente a taglio rappresentano oggi l'anello debole nella trasmissione delle linee di forza in una struttura in materiale composito.

Dalla conoscenza dello stato dell'arte delle tecnologie e dei sistemi di materiale utilizzati per le migliori applicazioni ad elevata industrializzazione attualmente esistenti e dall'analisi dell'efficienza strutturale dei diversi tipi di collegamenti adoperati prende corpo l'oggetto del presente lavoro che consiste nello studio di una metodologia di progettazione e tecnologia produttiva che permetta di sintetizzare i principali vantaggi delle tecnologie suddette e superarne i limiti permettendo la realizzazione di forme più complesse e che fornisca una soluzione innovativa al problema della giuntabilità di componenti in materiale composito che è generalmente affrontata dai metodi di progettazione convenzionali in maniera inadeguata alla natura fibrosa a trazione dei materiali compositi.

Si procede quindi all'analisi di fattibilità, studio funzionale e prima progettazione di una tecnologia di produzione per nastratura automatizzata di componenti strutturali in materiale composito. Si determina come applicazione di primo interesse e di riferimento generale per altre applicazioni la produzione di telai automobilistici ad elevate prestazioni.

A seguito di prime valutazioni geometriche sulle strutture da realizzare e funzionali in merito al processo si è proceduto alla stesura di schizzi di primo tentativo che permettessero un primo approccio alla progettazione della tecnologia secondo i seguenti obiettivi funzionali:

- Possibilità di nastrare in continuo la struttura (a mo' di Filament Winding)
- Trasmissione dei carichi attraverso inserti metallici nastrati
- Utilizzo di nastri preimpregnati adatti all'utilizzo OoA
- Realizzazione di componenti ad anello chiuso la cui giunzione realizzasse strutture complessive in cui la trasmissione dei carichi avvenisse tra nastrature e inserti su grandi estensioni di superficie e facendo lavorare le nastrature anche a trazione, e non solo a taglio, in modo da aumentare fino a valori prossimi a 1 l'efficienza strutturale del collegamento

Prime idee:

- Nastrature su diverse direzioni di inserti metallici:

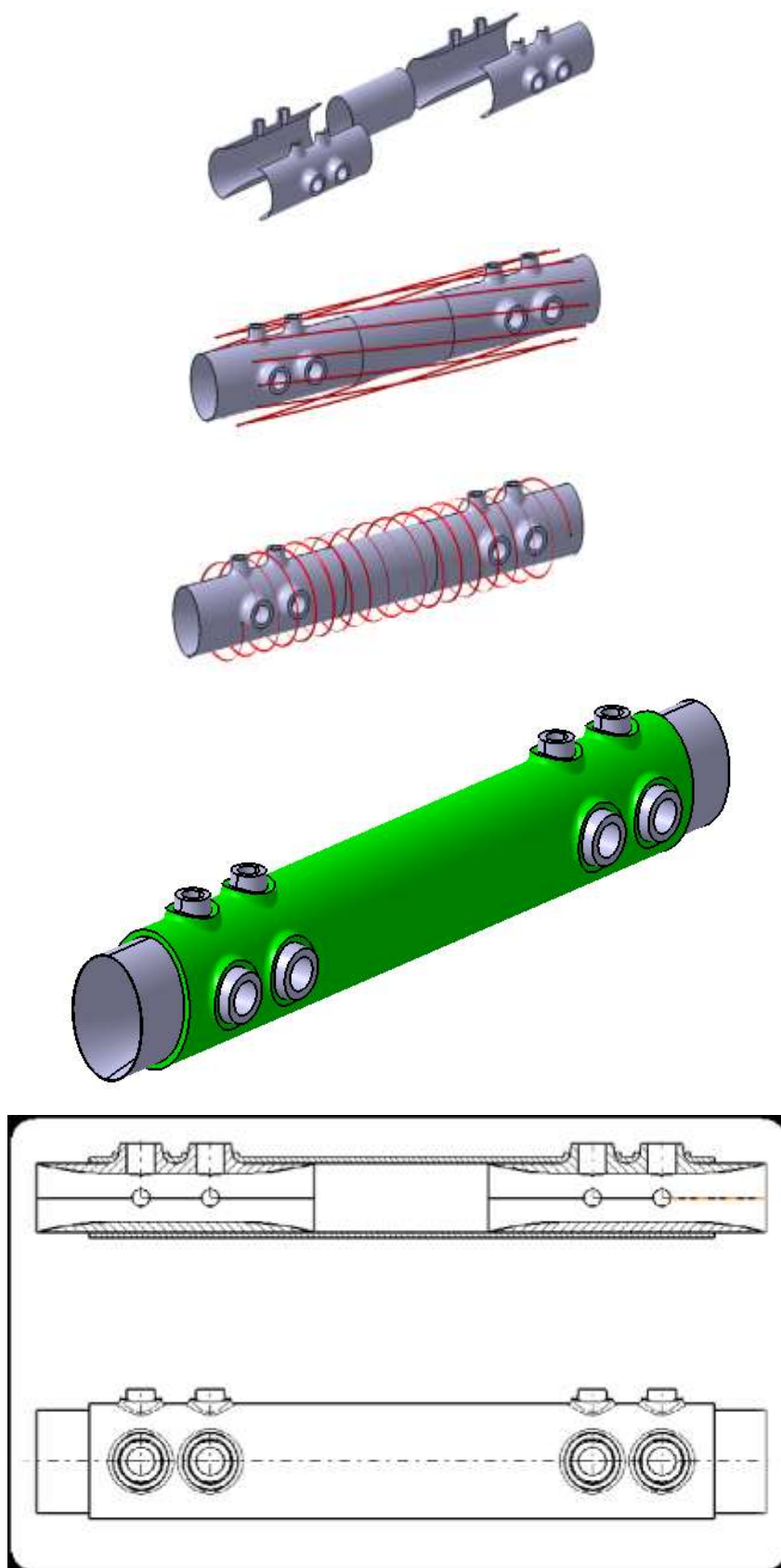


Fig. 3.9

-
- Primi layout strutturali:

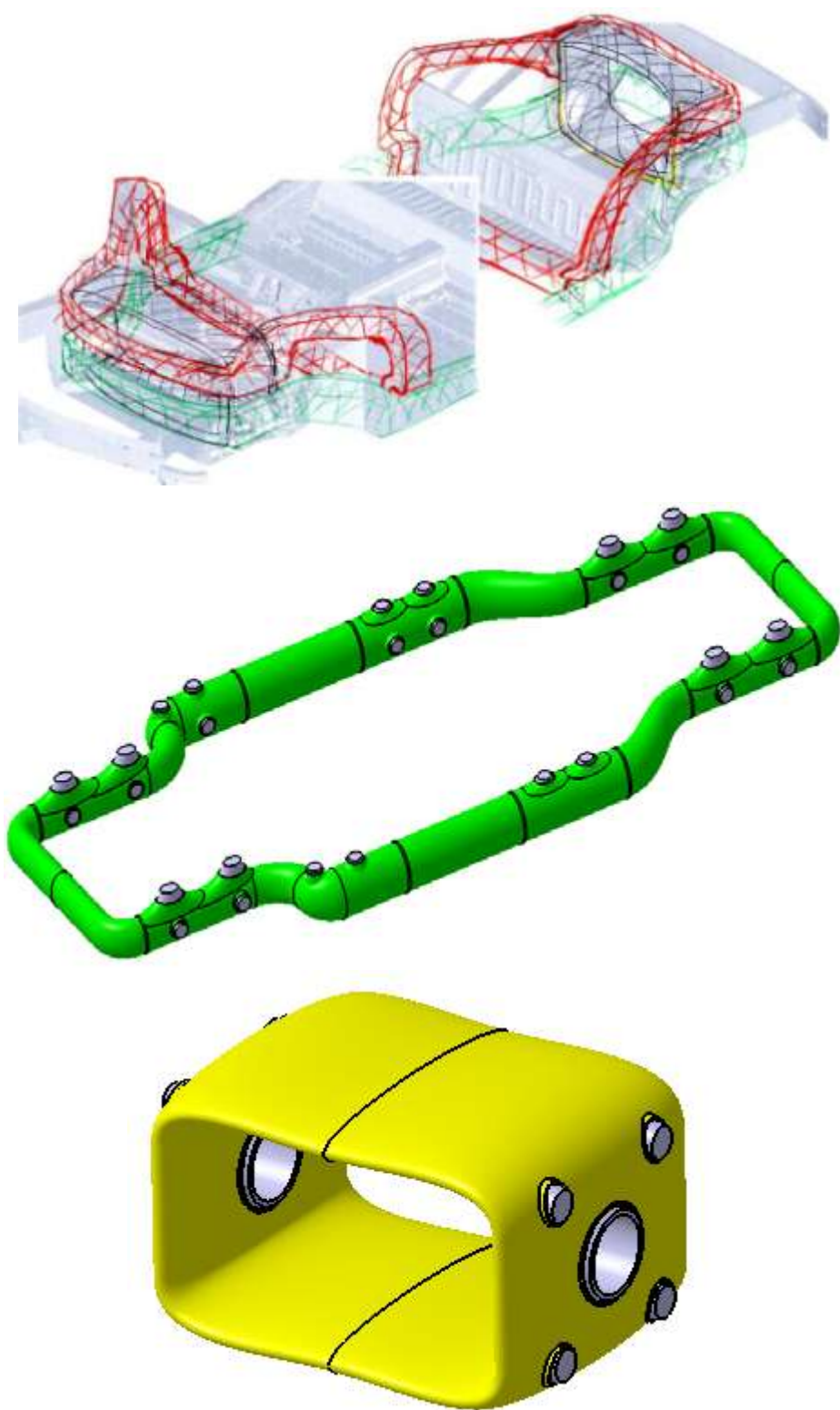


Fig. 3.10

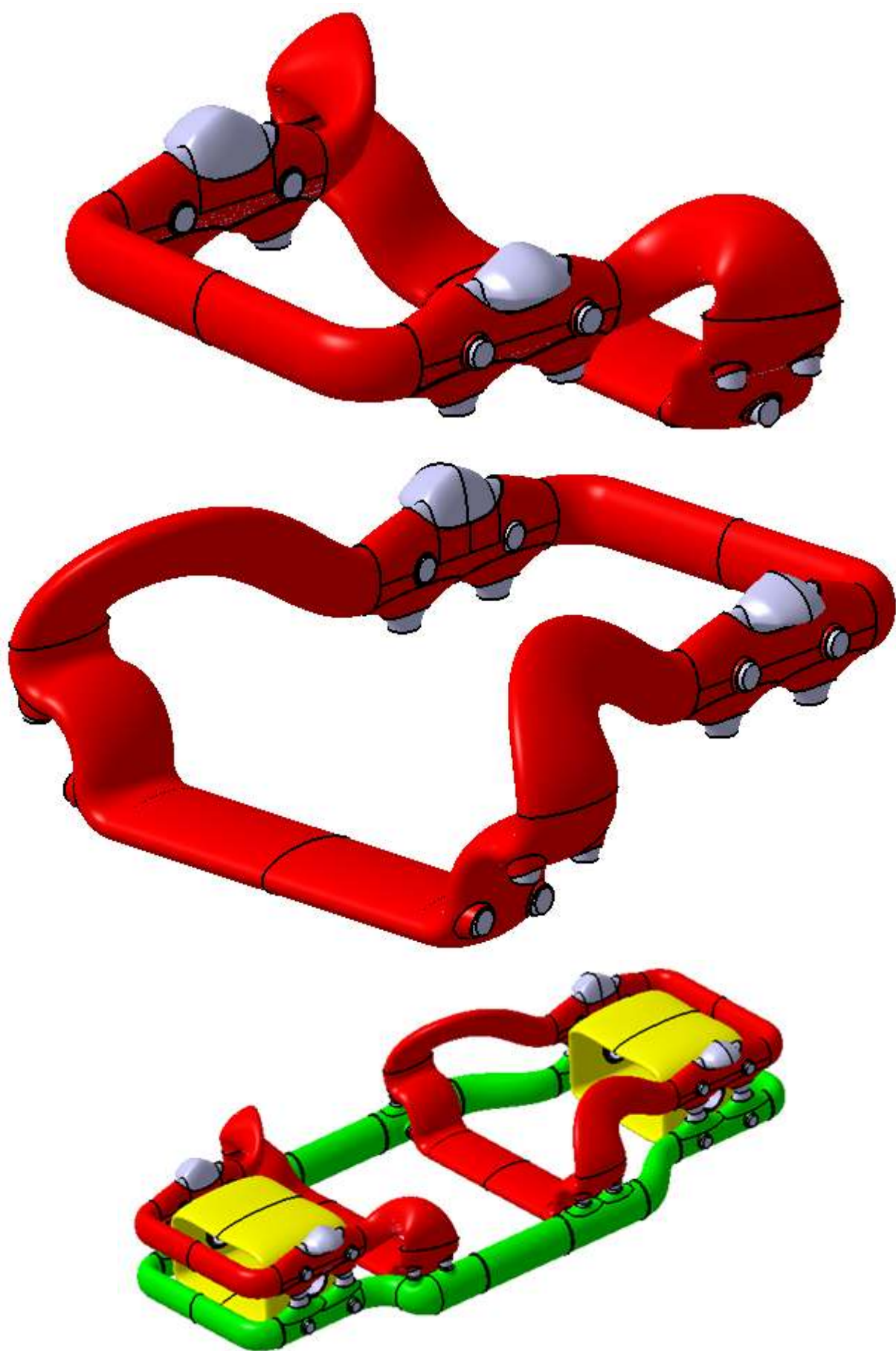


Fig. 3.11

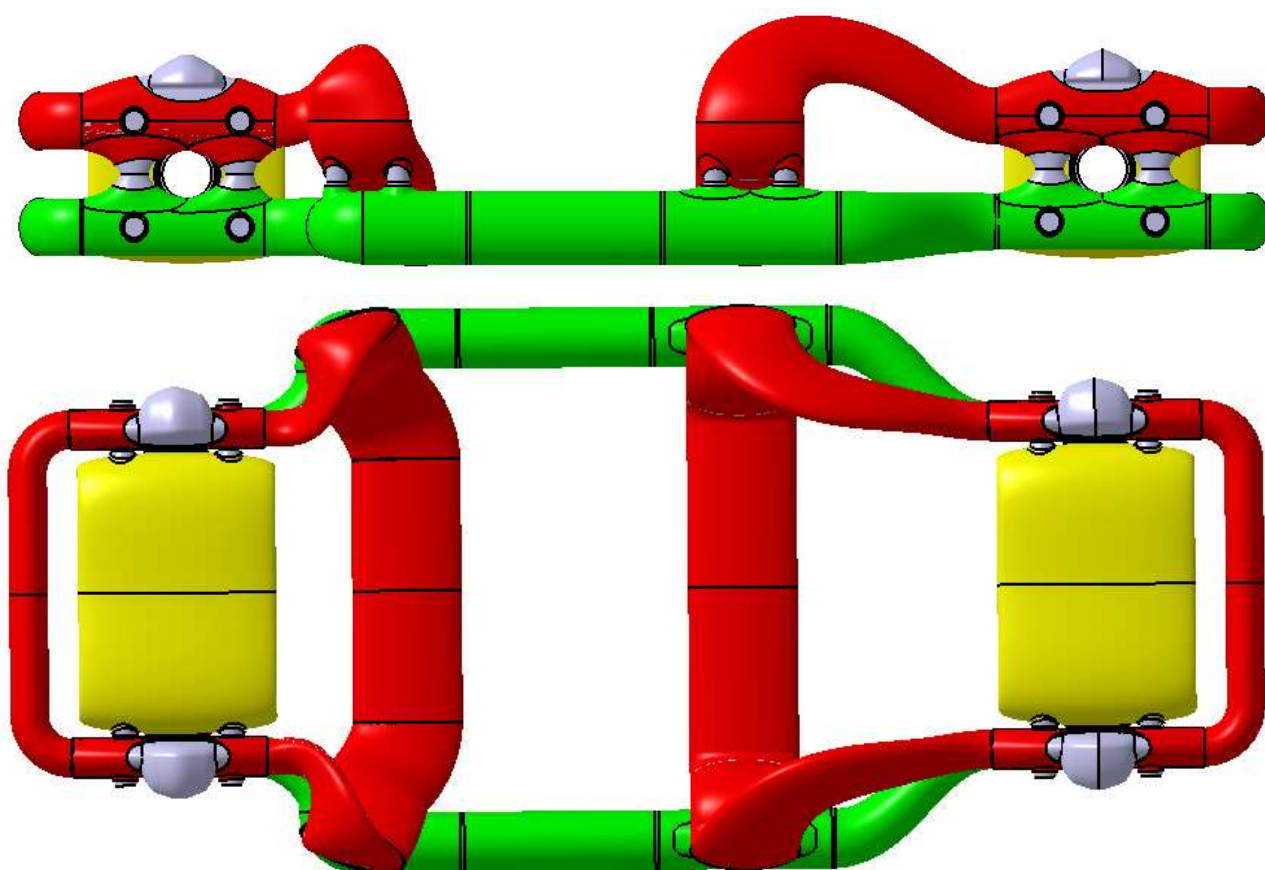


Fig. 3.12

3.1 Progettazione della macchina di nastratura:

Si procede alla progettazione di massima di una macchina e di un processo per la produzione di strutture ad anello chiuso nastrate in fibra di carbonio con inserti metallici annegati. Come geometria di primo approccio del componente di riferimento si prenderà l'anello chiuso superiore rappresentato in Fig. (in verde) che andrà a comporre un telaio automobilistico di tipo space frame tubolare. Tale componente ha lunghezza di circa 1450mm, larghezza di 760mm e la sua traiettoria si estende nello spazio 3D con un'escursione verticale di 350mm.

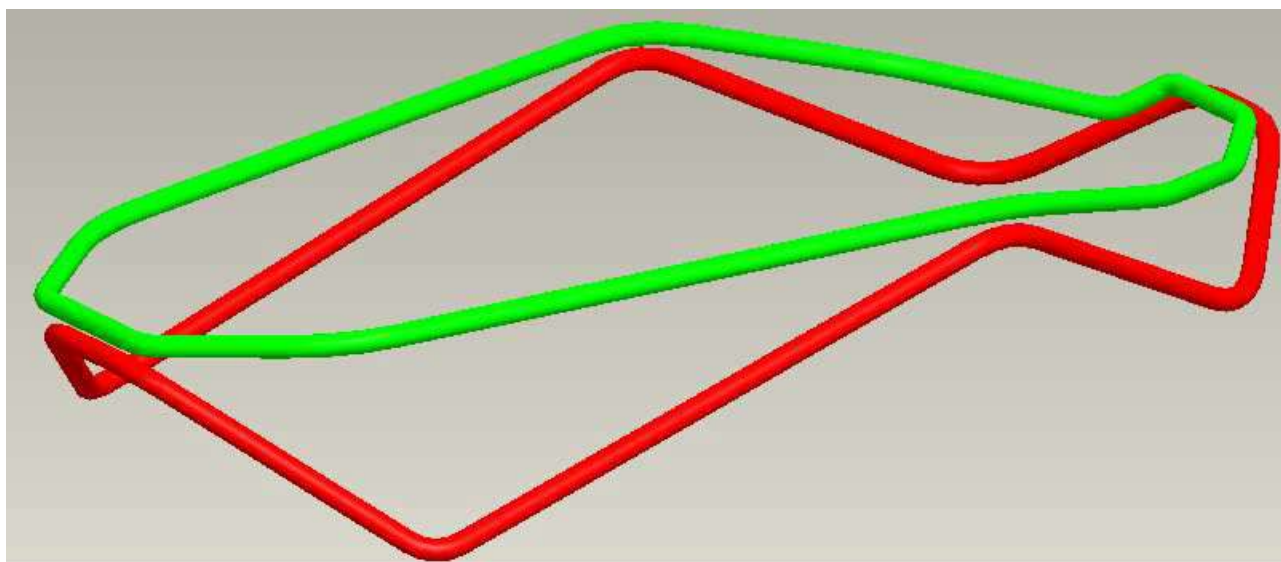


Fig. 3.12

3.1.1 Considerazioni preliminari

La funzione che la macchina deve essere in grado di svolgere è l'avvolgimento automatico di un rinforzo continuo di fibre di carbonio preimpregnate in matrice termoindurente attorno ad un supporto facente la funzione di mandrino, al pari di quanto avviene in maniera quasi assialsimmetrica nei processi di filament winding e automated fiber placing. In estrema sintesi il sistema di laminazione oggetto di studio vuole rappresentare un sistema sintesi del filament winding e dell'automatic fiber placing in cui l'avvolgimento non è realizzato però per mezzo della rotazione di un mandrino, ma dalla rotazione della testa porta nastro attorno al pezzo.

Le limitazioni alla forma della sezione normale alla traiettoria della struttura sono le medesime incontrate nella trattazione della tecnologia filament winding, ovvero principalmente l'assenza di zone concave.

La scelta del sistema di materiale da utilizzare è tra:

Resina termoindurente:

- Tows di fibra secca + impregnazione in loco (tipico del filament winding)
- Tows preimpregnati (filament winding avanzato)

-
- Nastri sottili preimpregnati (tipici del fiber placing).

Resina termoplastica:

- Nastri sottili preimpregnati (tipici del fiber placing termoplastico)

L'utilizzazione di tows di fibra secca semplificherebbe notevolmente il sistema di deposizione, ma comporterebbe una difficile realizzazione dell'impregnazione in continuo sulla testa rotante. L'utilizzo di tows preimpregnati sarebbe ottimale per la tecnologia sotto studio, ma ad oggi non si conoscono esistenti sul mercato tows preimpregnati con resine di tipo OoA. Nel caso di una futura introduzione sarebbe di interesse sviluppare un sistema per il loro stoccaggio in bobine facilmente srotolabili (trovare un compromesso tra la bassa percentuale di resina necessaria al facile srotolamento ma sufficiente alla completa impregnazione). L'utilizzo di nastri termoplastici sarebbe altresì ottimale per la tecnologia sotto studio, ma la necessità di rammollire la resina in sede di laminazione per mezzo di fonti termiche in loco rende il progetto di difficile interpretazione nel breve termine. L'utilizzo di nastri preimpregnati in resina epossidica di tipo OoA è valutato in base alle conoscenze e tecnologie attuali il più facilmente implementabile e capace di maggiore garanzia in termini di qualità della laminazione e in funzione delle sue caratteristiche funzionali verrà disegnata la macchina. Tale scelta è motivata anche dall'obiettivo di estrema semplicità che il dispositivo di nastratura vuole raggiungere.

I parametri che deve essere possibile controllare, al pari delle tecnologie automatiche precedentemente trattate, sono:

- L'angolo formato tra le fibre del rinforzo e la traiettoria del mandrino. Nel caso considerato, visto che le parti di una struttura space frame lavorano generalmente come tiranti (sforzo di trazione) o come puntoni (sforzo di compressione), tale angolo dovrà essere abbastanza piccolo (indicativamente compreso tra 30° e 60°) e sarà determinato, in ogni istante, dal rapporto tra la velocità di rotazione della testa recante il nastro e la velocità di avanzamento della stessa lungo l'asse della struttura da

ricoprire. Ne deriva la scelta di azionamenti elettrici controllati da encoder gestiti in perfetta sincronia da un CNC.

- La tensione da applicare alle fibre per prevenire ripiegamenti del nastro, ottimizzare l'adesione ed evitare il più possibile aria resti intrappolata tra le fibre (debulking), con conseguente peggioramento della resistenza alle sollecitazioni delaminanti. Il metodo più semplice per realizzare il tensionamento, è quello di porre un freno alla rotazione del nastro che si svolge. Il porta nastro dovrà inoltre essere dotato di un sistema di recupero per evitare che venga a mancare la tensione delle fibre in caso di asimmetrie della sezione da avvolgere o di asse di rotazione della testa rotante non esattamente coincidente con la traiettoria stessa.
- Il controllo del fattore di ricoprimento desiderato attraverso la laminazione di successivi completi avvolgimenti ad angolazione alternata (es. $+30/-30$ nelle zone a trazione-compressione), da stabilire a priori in base alle esigenze progettuali e da implementare poi nel software del controllo.

La movimentazione nello spazio della testa nastratrice tale da garantire una efficace e flessibile nastratura di componenti con diverse traiettorie può essere semplicemente realizzata montando il dispositivo al polso di un braccio antropomorfo, soluzione già adottata per la movimentazione della testa nel fiber placement.

Tale scelta, rispetto alla possibilità di progettare delle tavole ad hoc con pattini traslanti nelle 3 direzioni e rotanti nei 3 versori, è giustificata anche dal fatto che i bracci antropomorfi, normalmente a 6 assi, vengono oggi usati in molteplici applicazioni e sono quindi reperibili facilmente e a costi contenuti.

La scelta del tipo di braccio deriva essenzialmente dai seguenti fattori:

- La massa che deve essere movimentata
- Gli angoli che i sei assi sono in grado di compiere (considerare la presenza di possibili angoli morti in alcuni assi)
- Gli ingombri del braccio stesso, che sono normalmente direttamente proporzionali alla massa che deve sostenere.

Altra problematica da affrontare, è quella relativa allo staffaggio del mandrino da ricoprire, che dovrà garantire sufficiente rigidità alla struttura durante l'avvolgimento e non dovrà, al contempo, rappresentare un ostacolo al passaggio della testa rotante. Come vedremo, sarà necessario prevedere vincoli in grado di disimpegnarsi dalla struttura al passaggio della testa.

Il software di gestione del processo, dovrà contenere i dati della geometria da seguire e dovrà essere in grado di gestire le velocità di avanzamento e di rotazione della testa, oltre a fornire segnali al sistema di gestione dei vincoli 'mobili'.

Potrà inoltre facilmente calcolare la quantità di nastro occorrente a completare il ricoprimento e quella ancora a disposizione sulle bobine.

Questi dati sono importanti sia per la preparazione iniziale delle bobine sia per gestire più facilmente processi di avvolgimento su strutture di grandi dimensioni, in cui sarà necessario sostituire le bobine una o più volte per potere completare il lavoro.

3.1.2 Descrizione della testa, primo dimensionamento e analisi sollecitazioni in fase di nastratura

In linea generale, la testa deve fornire un supporto rotante alle bobine di nastro preimpregnato, oltre a contenere meccanismi tali da garantire il corretto angolo di avvolgimento e la tensione desiderata delle fibre.

La testa sarà formata da una parte 'fissa' collegata al braccio antropomorfo ed una rotante, sostenuta da rulli folli che si impegnano in una guida circolare. Un motore elettrico porrà in rotazione la testa rotante tramite un ingranaggio che si impegna su una dentatura ricavata lateralmente alla testa stessa. Per potere posizionare il mandrino da avvolgere all'interno della parte rotante, essa deve essere dotata di un settore apribile.

Anche sul bordo di tale settore, come nel resto della struttura circolare, dovrà essere fissato un settore di ruota dentata per il trascinamento in rotazione.

Dovendo questa attrezzatura essere movimentata da un braccio antropomorfo, sarà necessario limitarne il più possibile la massa complessiva mediante opportuna scelta dei materiali e delle sezioni.

I supporti per le bobine di nastro saranno posizionati all'interno della parte rotante e si muoveranno solidalmente con essa. Per aumentare la disponibilità di nastro, si può prevedere di utilizzare contemporaneamente due bobine posizionate a 180° l'una rispetto all'altra. Questo accorgimento permetterà anche di equilibrare le forze generate dalla tensione del nastro, rendendo così trascurabili le sollecitazioni a flessione sul mandrino (aumentando però nel contempo quelle dovute a torsione).

Per permettere alle bobine di adattarsi alle variazioni dell'angolo di avvolgimento del nastro, i supporti saranno muniti di cerniere per permetterne la rotazione in tale direzione. In questo modo il nastro in tensione orienterà in ogni istante le bobine, limitando problematiche di ripiegamenti.

Per ottenere il desiderato tensionamento del prepreg, la rotazione delle due bobine sarà ostacolata da un freno facilmente regolabile dall'operatore.

Le bobine, inoltre, dovranno potere scorrere in direzione radiale rispetto all'asse di rotazione e saranno trattenute verso l'esterno da molle. Questo accorgimento provvederà ad evitare la perdita di tensione del nastro dovuta ad irregolarità della sezione o ad un non perfetto centraggio tra l'asse della testa rotante e l'asse della sezione da rivestire.

Accanto ad ogni bobina di nastro in fase di svolgimento, sarà necessario posizionarne un'altra, trascinata in rotazione dalla prima, per il recupero del supporto cartaceo applicato al prepreg. Visto che la velocità angolare delle due bobine non sarà in generale la stessa e varierà durante il processo al variare del diametro della bobina di nastro, sarà necessario dotare il meccanismo di trasmissione del moto da una bobina all'altra di un sistema a frizione.

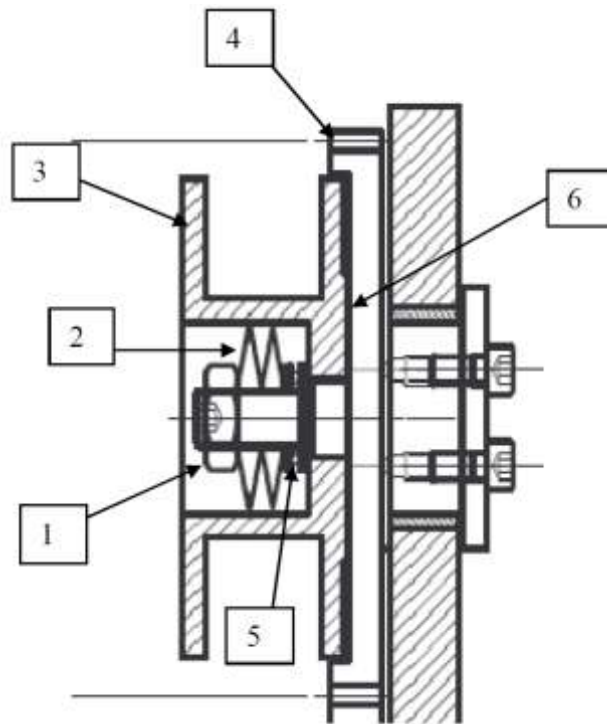


Fig. 3.13

Con riferimento alla figura, la bobina per raccogliere la pellicola pos. 3 è trascinata in rotazione per attrito sulla superficie pos. 6 dalla ruota dentata pos. 4, che raccoglie il moto dalla bobina portante il nastro di composito.

La forza tra i due piani d'attrito è regolabile attraverso la ghiera autobloccante pos. 1, che agisce su molle a tazza. Per evitare strisciamento tra molle e piano d'appoggio, è stato interposto un cuscinetto reggispinta pos. 5. Durante il funzionamento, quindi, si avrà un moto relativo tra la ruota dentata 6 e la bobina porta nastro 3.

Per fare una stima delle sollecitazioni a cui è sottoposto il telaio, considero di avere due nastri in contemporaneo avvolgimento su una stessa generatrice della struttura, a 180° l'uno dall'altro, con un angolo di 45° rispetto all'asse del tubo. La tensione delle fibre del composito sia stata tarata a 30N.

Sulla sezione del tubo, di conseguenza, ognuno dei due nastri produrrà:

una forza tangenziale $F_t = F \sin 45^\circ = 21.2\text{N}$

una forza assiale $F_a = F \cos 45^\circ = 21.2\text{N}$

Complessivamente si avranno quindi:

- Un momento torcente $M_t = 2F_t r = 0,53 \text{ Nm}$ (avendo posto il raggio del tubo $r=0,0125\text{m}$)
- Una sollecitazione assiale pari a $2 F_a = 42,4\text{N}$

Si nota immediatamente che si tratta di sollecitazioni di scarsa entità.

La torsione darà luogo a tensioni tangenziali:

$$\tau = \frac{M_t}{W_t} = \frac{16M_t}{\pi d^3} = 0,17\text{MPa}$$

Mentre le tensioni normali generate dalle forze assiali sono:

$$\sigma = \frac{F_n}{A} = 0,09\text{MPa}$$

Come previsto le tensioni generate nel materiale del mandrino dall'avvolgimento sono trascurabili. Ciò agevola la scelta del materiale da adottare, che sarà quindi legata all'opportunità della sua eventuale rimozione dopo polimerizzazione ed al costo.

3.1.3 Progetto di massima

Per definire il lay out della testa è innanzitutto necessario conoscere la geometria del particolare da avvolgere e la quantità di nastro necessaria a completare l'operazione. Come detto prendiamo come riferimento di studio una parte tubolare facente parte del telaio space frame di una vettura sportiva. Tale struttura si sviluppa su tre dimensioni.

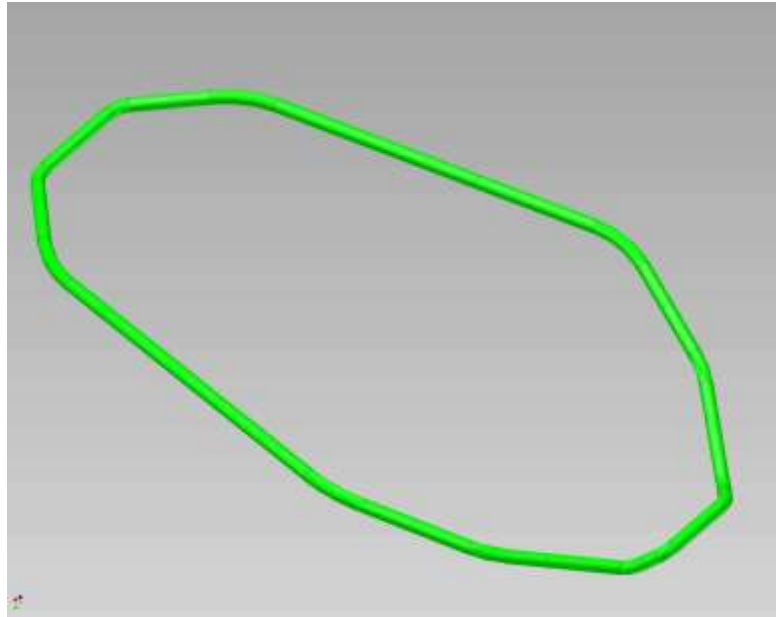


Fig. 3.14

Diametro del tubo d : 25mm

Perimetro esterno della struttura da ricoprire: $P_e \approx 5\text{m}$

La scelta delle dimensioni in larghezza del nastro commerciale da utilizzare dipende dalla complessità della geometria del telaio da avvolgere. In questo caso per potere seguire i raggi di curvatura, in alcuni punti stretti, senza problemi di ripiegature delle fibre, ho scelto:

Larghezza nastro b : 5mm

Spessore nastro s : 0,25mm

Introducendo un fattore di ricoprimento $k=1,2$ si tengono in considerazione le sovrapposizioni degli avvolgimenti di nastro adiacenti.

Essendo α l'angolo di nastratura rispetto al mandrino, la larghezza nella direzione della traiettoria del mandrino vale

$$b_1 = \frac{b}{\sin \alpha} =^{\alpha=45^\circ} 7,07 \text{ mm}$$

I giri di nastro 'g' occorrenti per completare uno strato completo di rivestimento sono:

$$g = \frac{P_e}{b_1} k = 849$$

Da cui la corrispondente quantità di nastro occorrente risulta essere:

$$L = \frac{\pi d}{\sin \alpha} g = 94,2 \text{ m}$$

Per completare il rivestimento ed ottenere le caratteristiche meccaniche desiderate, il composito dovrà raggiungere uno spessore di 2mm circa.

Quindi, in totale, la quantità di nastro occorrente sarà:

$$L_{\text{tot}} = \frac{2}{0,25} 94,2 = 736 \text{ m}$$

Per limitare le dimensioni delle bobine (e di conseguenza quelle della testa rotante), sarà necessario prevedere la possibilità della sostituzione automatica delle stesse durante il processo. In questa prima fase della progettazione non si affronterà lo studio della fase di sostituzione supponendola manuale. Potrà poi essere in seguito automatizzata.

Fissando le dimensioni delle bobine ad un diametro massimo di 200mm e supponendo che il diametro dell'albero del rullo su cui è avvolto il nastro sia di 50mm, è possibile calcolare la quantità di nastro contenuta in ogni bobina. Sapendo che il diametro aumenta di 0,5mm ad ogni giro di nastro, il numero di giri di nastro contenuti in una bobina è: $(200-50)/0,5=300$ giri. Il numero di metri di nastro corrispondente può essere calcolato sommando i contributi di ogni singolo giro:

$$\sum_{k=0}^{300} (50 + 0,5k)\pi = \pi(50 * 300 + 0,5 * \frac{300^2}{2}) = 117,8 \text{ m}$$

Essendo due le bobine di nastro contemporaneamente in lavoro, il numero di interruzioni del ciclo automatico necessarie sarà di $736/(117,8*2)=3,12$.

Tale valore deve essere approssimato a 4. Sarà necessario considerare un quinto cambio bobina in occasione dell'avvolgimento finale di nastro termorestringente necessario per la realizzazione del debulking. Le bobine di termorestringente saranno comunque montate su supporti dedicati perché, non essendo necessario in questo caso il meccanismo di recupero della pellicola protettiva, la bobina potrà avere diametro maggiore.

Nel caso in cui sia necessario cambiare l'angolo di avvolgimento durante la deposizione, ciò dovrà avvenire in maniera estremamente graduale per evitare ripiegamenti del nastro. Le caratteristiche della testa in questione non permettono infatti di interrompere la deposizione e di recidere il nastro in maniera automatica come invece avviene nei processi di ATL e di FP. Nel caso si intendesse realizzare spessori non costanti in diverse zone dell'anello si potrà effettuare delle ripassate di avvolgimento localizzate andando a invertire il passo di avanzamento (la testa nastra in avanti, poi senza interrompere la rotazione delle bobine decelera fino ad invertire il senso di marcia, torna indietro e poi di nuovo inverte e torna a procedere in avanti).

Dalla conoscenza dei diametri delle bobine e della geometria del telaio da avvolgere, è possibile a questo punto definire le dimensioni di massima della testa rotante, che avrà un diametro di circa 650mm. Questa dimensione permette alla testa di seguire la forma del telaio. Inoltre permette di ospitare: le due bobine montate sui relativi supporti basculanti, i rulli per raccogliere la carta di supporto del prepreg, i meccanismi di frizione delle bobine e di recupero della tensione del nastro. A proposito della frenatura della bobina porta nastro, che come detto ha la funzione di ottenere il tensionamento delle fibre, è necessario tenere in considerazione che,

applicando un momento frenante costante all'asse della bobina, non si otterrà un tensionamento costante delle fibre stesse.

Ciò è dovuto al fatto che, durante l'avvolgimento, si ha una variazione del diametro della bobina e quindi del braccio del momento.

Per quantificare questa variazione, suppongo di volere ottenere una tensione T di 30N sul nastro.

Il momento frenante da applicare all'inizio del processo sarà, in questo caso:

$$M_f = T * r = 30 * 100 = 3000 \text{ Nmm}$$

In cui con r si indica il raggio della bobina nuova.

Al termine dell'avvolgimento, r sarà prossimo ai 25mm e la tensione risultante, quindi:

$$T_f = \frac{3000}{25} = 120\text{N}$$

Si nota immediatamente che la differenza di tensione tra l'inizio del processo e la fine è eccessiva.

Le soluzioni possibili a questo problema sono:

- Prevedere di sostituire le bobine più spesso.

Questo permetterebbe di usare bobine con spessori di nastro inferiori e, al contempo, il diametro dell'albero su cui viene avvolto il nastro potrebbe essere aumentato per diminuire la variazione totale di raggio tra bobina piena e bobina vuota. Lo svantaggio, naturalmente, è un aumento dei tempi ciclo e, comunque, le variazioni di tensione non potrebbero essere contenute con facilità entro range limitati. Per l'applicazione di cui mi sto occupando, suppongo di dovere mantenere la tensione delle fibre il più costante possibile. Di conseguenza si considera la soluzione non idonea.

- Prevedere di adottare un meccanismo che vari la frenatura della rotazione della bobina in maniera proporzionale al diametro del rotolo di nastro. Lo svantaggio di questa soluzione è lo scarso spazio a disposizione all'interno della testa rotante, che rende complicata l'aggiunta di meccanismi accessori e, soprattutto, la difficoltà ad utilizzare meccanismi gestiti in maniera elettronica o idraulica come avviene nell'ATL a causa della difficoltà a portare l'alimentazione elettrica nella parte rotante. Nonostante ciò, per la nastratura del telaio di riferimento si propone di adottare questo sistema.

Per il meccanismo di frenatura variabile, si può sfruttare una soluzione già esistente simile a quella rappresentata nel disegno sotto riportato, in cui una leva che viene mantenuta a diretto contatto col rotolo di nastro, ruota per effetto della variazione di diametro del rotolo stesso, azionando il meccanismo di variazione della forza frenante.

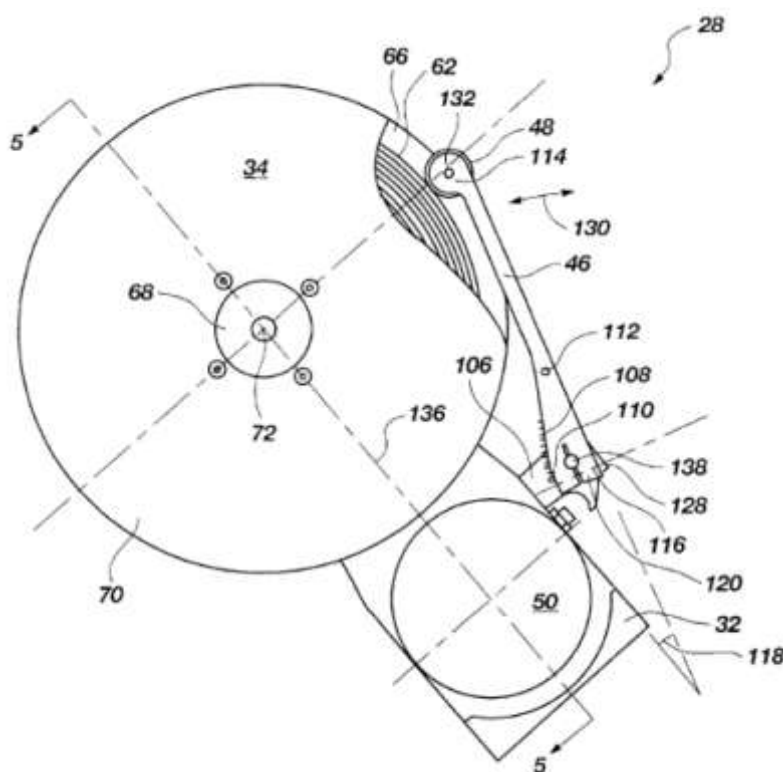


Fig. 3.15

Di solito tale variazione della frenatura viene ottenuta variando la corrente elettrica che attraversa l'avvolgimento di un freno elettromagnetico. Tale variazione è proporzionale all'angolo di rotazione della leva.

In questo caso, invece, è più conveniente sfruttare il principio di una frizione meccanica simile a quelle utilizzate nei mulinelli a bobina rotante per la lenza delle canne da pesca. La variazione della frizione in funzione del diametro della bobina avviene quindi tramite l'azionamento della 'lever drag' della frizione. Il range di azione (preset), invece, può essere tarato tramite un apposito pomello a vite.

Altro fattore importante da valutare per il dimensionamento della macchina automatica, è la velocità di rotazione della testa, da cui deriva la scelta del motore elettrico e del rapporto di trasmissione. Essa, inoltre, genera forze aventi direzione radiale rispetto al centro di rotazione. Tali forze non devono essere trascurate perché possono influire sulla tensione del nastro.

Come già accennato, tale velocità è in relazione con quella di avanzamento della testa lungo il profilo del pezzo per determinare l'angolo di avvolgimento.

Supponendo di volere avvolgere fibre con un angolazione di 45° sul telaio preso in esame, ad esempio, ad ogni rotazione completa della testa dovrà corrispondere un avanzamento lungo l'asse del tubo pari alla lunghezza della generatrice del tubo stesso. Nel nostro caso, ponendo una velocità di avanzamento di 5m/min (la testa percorrerebbe il giro del telaio in un minuto) e sapendo che la circonferenza del tubo misura 0,078m, la velocità di rotazione risultante è di 64 giri/min, a cui corrisponde una velocità periferica 'v' della testa rotante di circa 120m/min, che è piuttosto elevata, se si considerano le dimensioni del dispositivo in questione.

Ricordando che le bobine contemporaneamente in lavoro sono due, si ha che, ad ogni giro del telaio, vengono depositi 14m di nastro circa dei 94,2m occorrenti per completare uno degli otto rivestimenti completi previsti.

Ne deriva che il tempo ciclo sarà di $(94,2/14)*1*8=54\text{min}$ per il completamento della nastratura.

La velocità angolare della testa rotante, genera una forza radiale sulla bobina e sugli equipaggi accessori che, essendo liberi di scorrere radialmente, tendono a muoversi verso la periferia. Le forze centrifughe generate, per questo motivo, non devono mai superare la tensione del nastro regolata tramite frenatura della rotazione della bobina. Diversamente, la bobina si sposterebbe durante l'avvolgimento fino al limite della corsa disponibile, annullando la possibilità di mantenere la tensione costante in presenza di asimmetrie della sezione da avvolgere o di una non perfetta coincidenza tra la posizione dell'asse di rotazione della testa e di quello della sezione del telaio.

Per fare una stima delle forze in gioco, suppongo che la massa del sistema bobina-accessori sia di 2Kg e che il raggio su cui ruota sia di 0,15m.

Alla velocità di rotazione di 64giri/min, la velocità periferica corrispondente è di $64 \cdot \pi \cdot 0,15 / 60 = 1 \text{ m/s}$.

La forza radiale risultante è $F_c = 2 \cdot 12 / 0,15 = 13,3 \text{ N}$, che è un valore accettabile visto che la tensione del prepreg sarà nell'ordine dei 30N. Non bisogna però trascurare il fatto che, essendo durante l'avvolgimento il supporto basculante inclinato, tale forza ha un braccio rispetto alle cerniere attorno alle quali ruota il supporto. In caso di rottura del nastro durante la rotazione, ad esempio, si avrebbe quindi l'improvvisa rotazione completa del supporto.

Per dimensionare il rapporto di trasmissione tra la dentatura della bobina del prepreg e di quella di raccolta della pellicola protettiva, infine, è necessario considerare la condizione più 'sfavorevole', cioè quella in cui la bobina del prepreg è piena (quindi al diametro massimo) e quella della pellicola vuoto.

Ad ogni rotazione completa della prima, che ha un diametro di 100mm, si svolgono 314mm di nastro. Il diametro della seconda bobina dovrà quindi essere maggiore o uguale a $314 / \pi \tau$. Ponendo $\tau = 2$, risulta $d = 50 \text{ mm}$.

Dalle considerazioni fatte fino ad ora, la testa avrà il seguente layout:

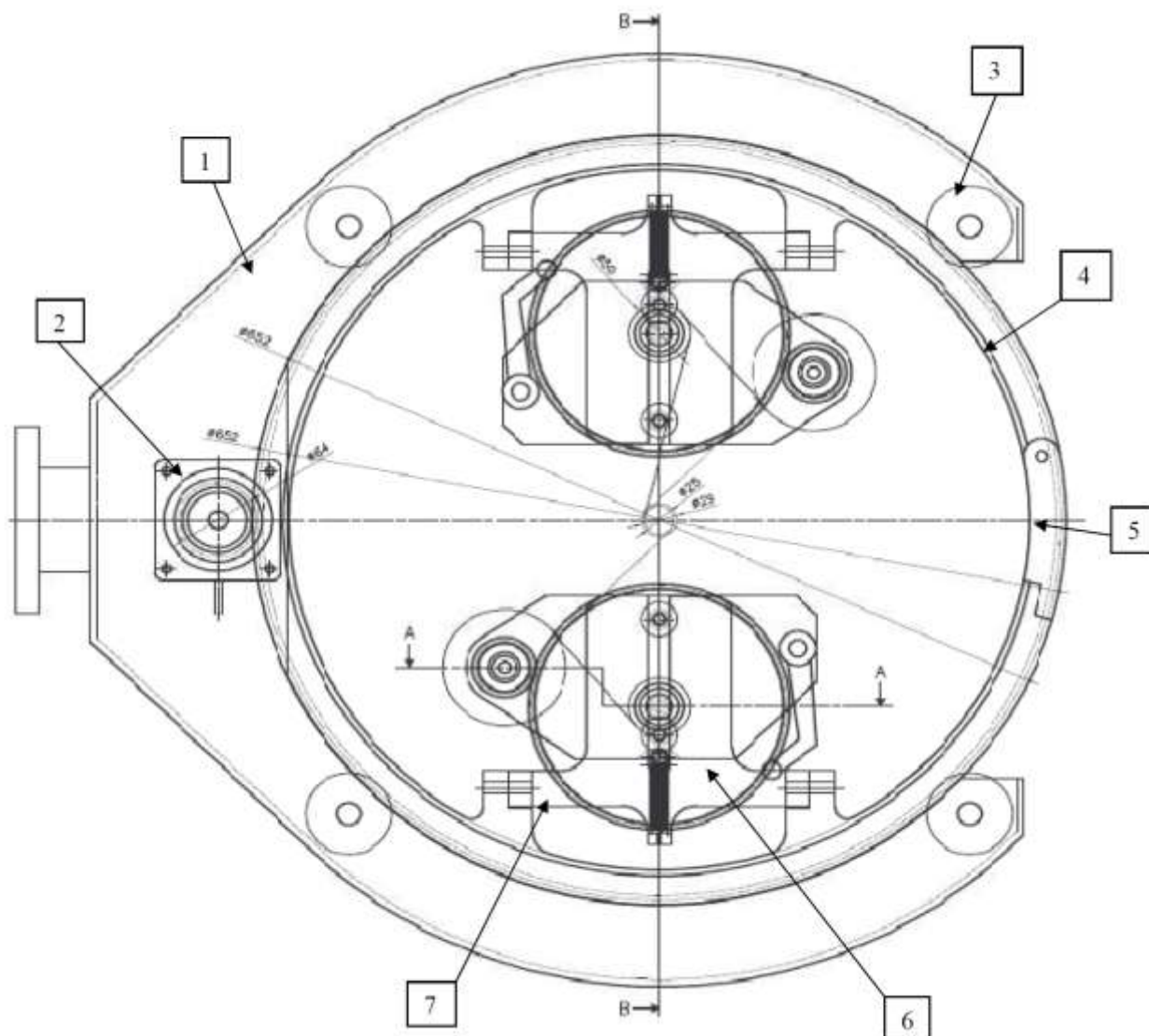


Fig. 3.16

Nel disegno di Fig. 16, sono visibili:

- o Il corpo fisso pos. 1 con relativa flangia di collegamento al polso del braccio antropomorfo. Esso funge da supporto al motore pos. 2 per l'azionamento del movimento rotatorio e ai rulli folli pos. 3 di guida per la parte rotante.
- o Il supporto rotante pos. 4 con relativa ruota dentata e settore apribile pos. 5 per l'inserimento del telaio da avvolgere.
- o Il sistema bobina+freno variabile+bobina di raccolta pellicola (pos. 6), fissati al supporto pos.7 reso oscillante da due cerniere cilindriche.

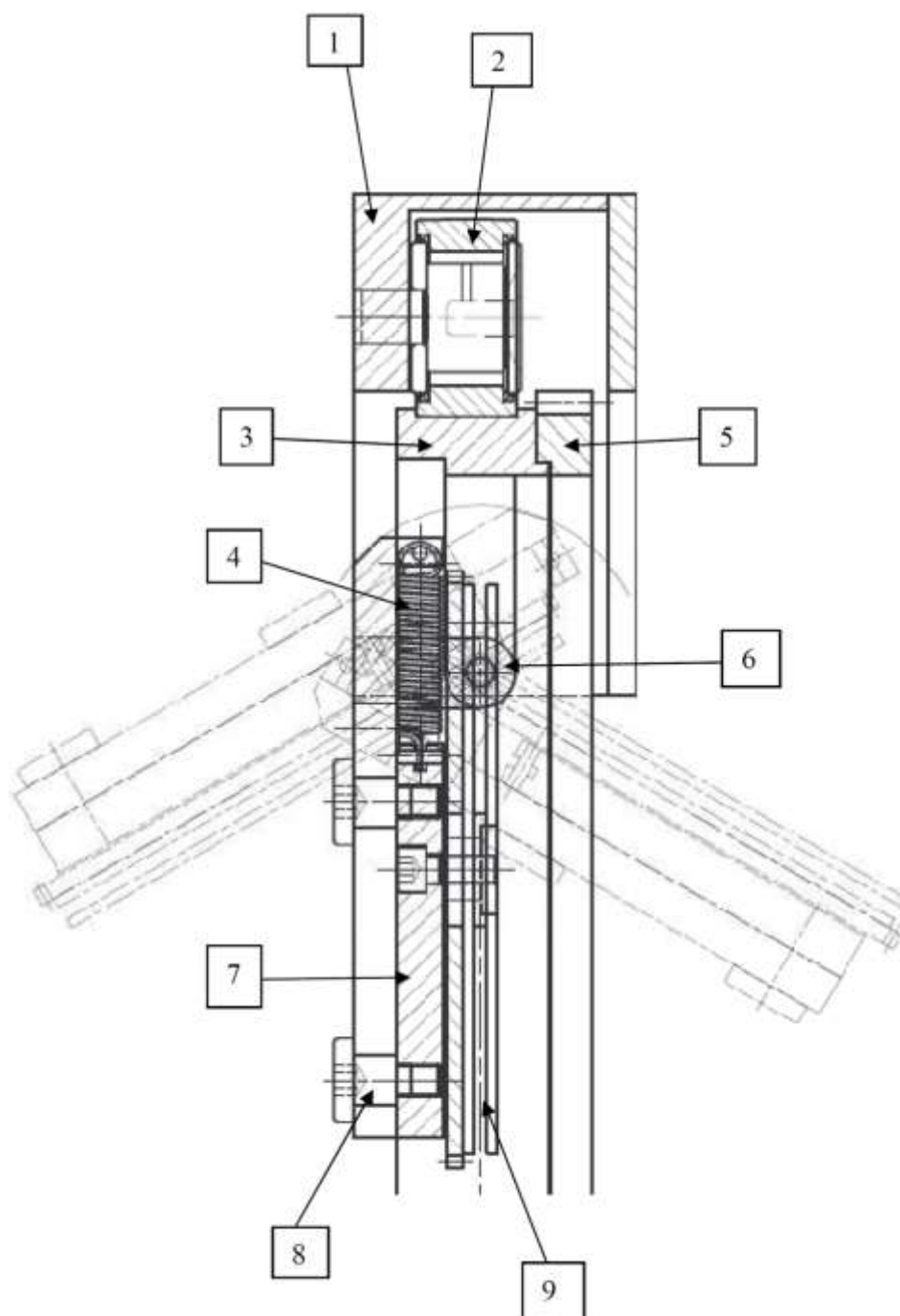


Fig. 3.17

Nella Fig. 17 sono visibili, più in dettaglio: uno dei quattro rulli folli (pos. 2) fissati al corpo fisso pos. 1, che si impegna nella sede ricavata nella parte esterna della testa rotante pos. 3.

Sul fianco della parte rotante, avvitata ad essa, è invece visibile la ruota dentata pos. 5, che si accoppia col pignone calettato all'albero del motore elettrico.

La bobina recante il nastro da avvolgere (pos. 9), così come quella di recupero della pellicola protettiva e il meccanismo di frenatura variabile, è collegata ad una piastra di sostegno (pos. 7) libera di scorrere lungo il supporto basculante grazie a viti rasementate pos. 8 che si impegnano lungo una guida fresata. La lunghezza della parte cilindrica della vite è realizzata in modo che tra la testa della vite e la piastra basculante ci sia una luce di alcuni centesimi di millimetro.

La piastra è trattenuta dalla molla pos. 4 che, durante l'avvolgimento, viene posta in tensione dalla forza applicata al nastro mediante frenatura della bobina. Essa contribuisce a mantenere costante la tensione del nastro, evitandone ripiegamenti.

Il supporto basculante è incernierato alla parte fissa da due cerniere cilindriche pos. 6

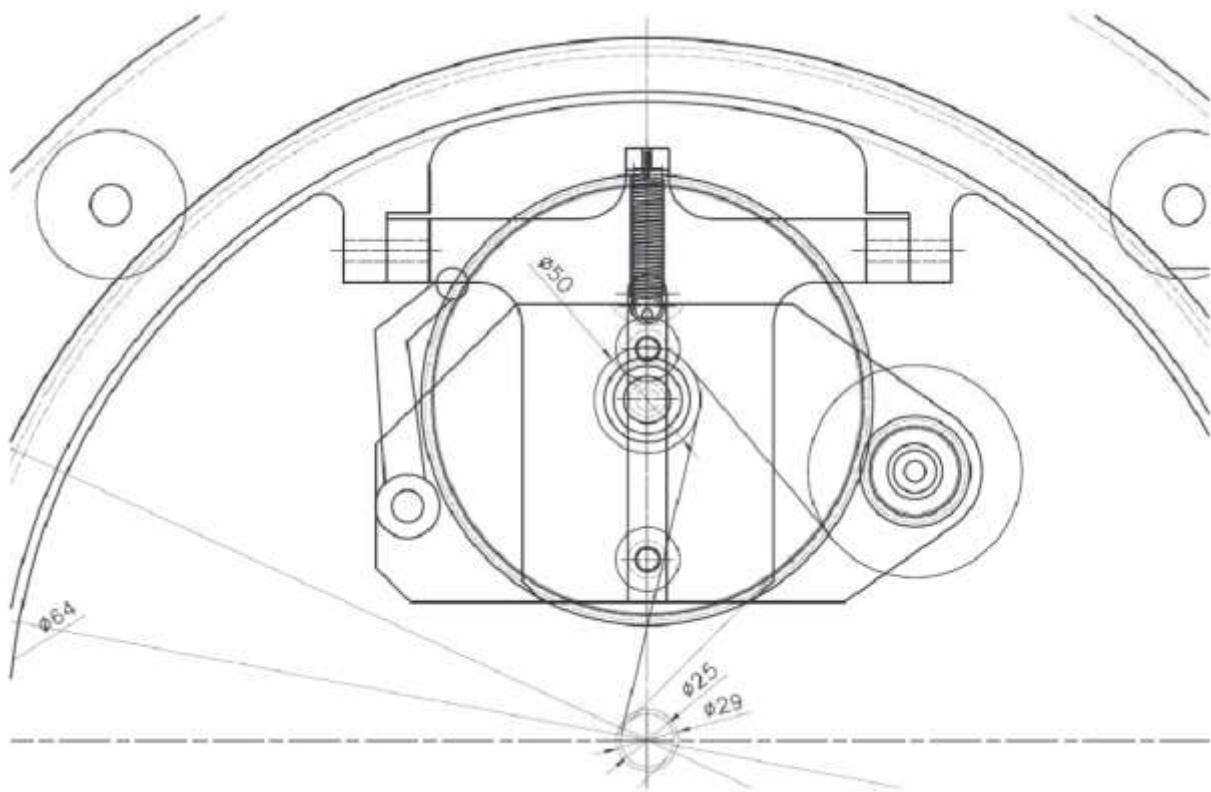


Fig. 3.18

Si riportano alcune immagini 3D per illustrare al meglio il layout generale della macchina:

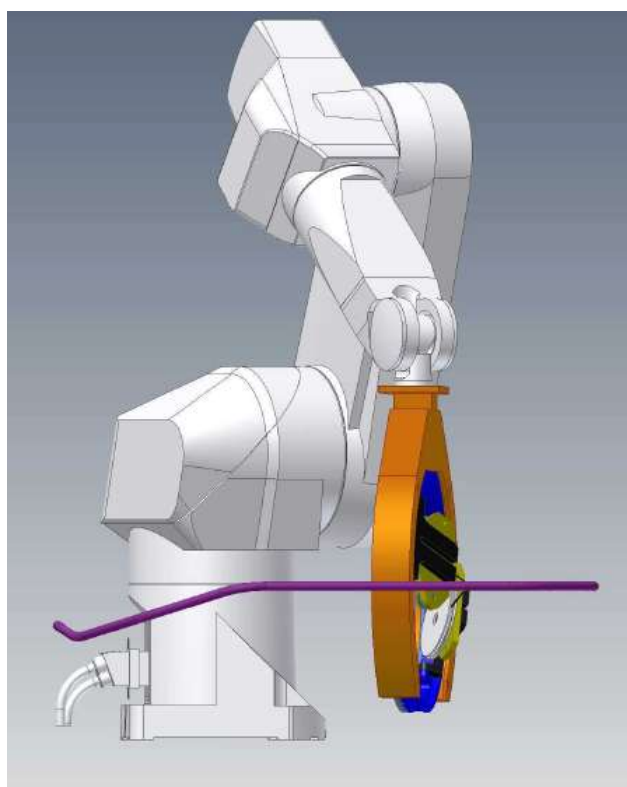
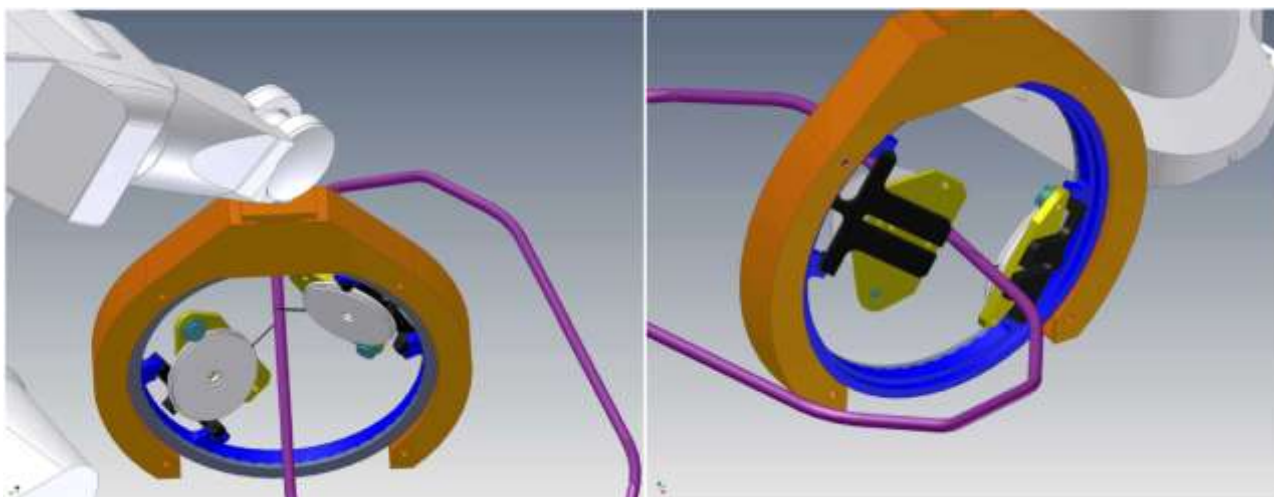


Fig. 3.19

3.2 Definizione del processo, descrizione delle diverse fasi

Una volta delineate le caratteristiche dimensionali e funzionali generali della macchina nastratrice si procede a definire nel particolare il processo di produzione di un componente finito che può essere suddiviso nelle seguenti fasi:

1. Realizzazione per fusione a cera persa degli inserti in alluminio.

I grezzi degli inserti metallici che avranno funzione di trasferimento dei carichi in corrispondenza dei collegamenti con gli altri componenti saranno efficientemente producibili per mezzo di tecnologie fusorie di microfusione (fusione a cera persa) in quanto la geometria fortemente irregolare necessaria per la realizzazione degli opportuni vincoli di forma di aggrappaggio per la nastratura e necessaria per seguire le traiettorie degli anelli chiusi sarebbero difficilmente realizzabili per stampaggio. Per produzioni in grandi serie non è possibile avvalersi di metodi produttivi per asportazione di truciolo dal pieno a causa degli elevatissimi tempi di ciclo.

Inoltre la qualità superficiale a rugosità Ra 3.2-6.4 caratteristica dei componenti microfusi sarà vantaggiosa all'ottimale aggrappaggio della nastratura successiva.

2. Lavorazioni meccaniche di sgrossatura degli inserti.

Il pezzo grezzo dovrà essere macchinato in centri di lavoro CNC in corrispondenza dei piani e fori di riferimento in modo tale da garantire la presenza di superfici con buona planarità e fori ad essi perpendicolari disponibili per il montaggio dei perni di afferraggio per il posizionamento per le fasi successive del processo. L'inserto si trova ad avere l'aspetto riportato in Fig. 20:



Fig. 3.20

3. Assemblaggio perni di sostegno e tappi conici di aiuto alla deposizione del nastro in corrispondenza degli attacchi.

Su ogni inserto che andrà a comporre la struttura ad anello chiuso vengono serrati dei perni e tappi conici in acciaio che avranno forma tale da garantire un ottimale afferraggio da parte dei bracci di sostegno per le operazioni successive. La forma

conica di tali perni e tappi avrà anche la funzione di aiuto nella deposizione del nastro preimpregnato in corrispondenza delle variazioni di sezione date dalle estroflessioni ellissoidali che fuoriuscendo dalla nastratura costituiranno il collegamento con l'esterno del componente.

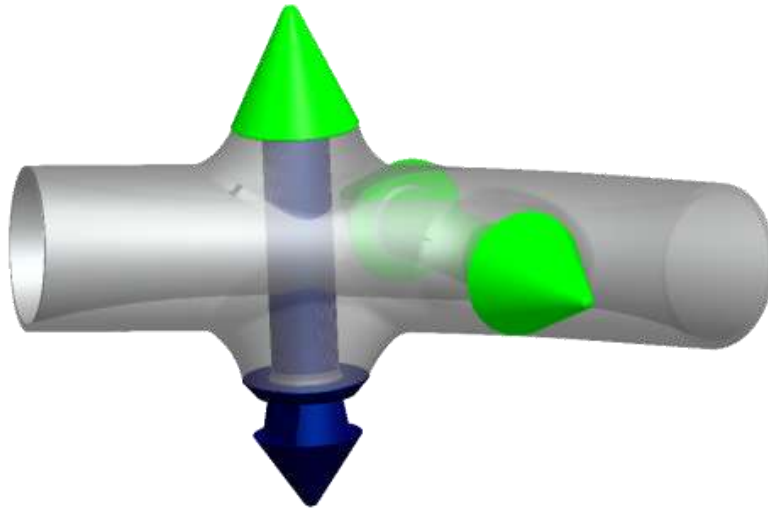


Fig. 3.21

4. Posizionamento degli inserti all'interno dello stampo di colata del materiale di supporto alla nastratura.

La geometria del componente ad anello viene determinata dalla forma dello stampo di colata del materiale costituente il “mandrino”. Lo stampo viene lavorato in modo tale che la superficie risultante garantisca la realizzazione di un supporto alla nastratura di diametro costante e senza discontinuità, e che i termini di sformabilità siano garantiti. In Fig. 22 viene riportata solo una delle due metà dello stampo.

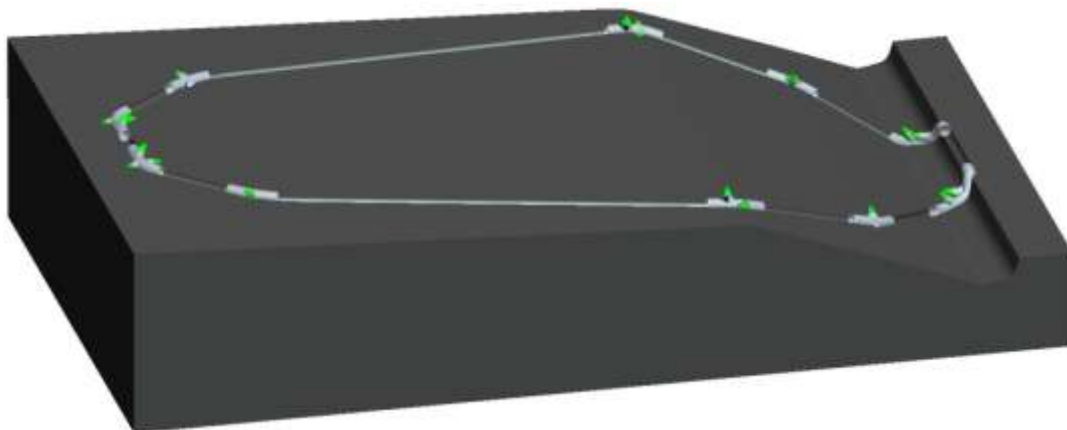


Fig. 3.22

5. Colata del materiale di supporto alla nastratura

Una volta chiuso lo stampo si procede alla colatura del “mandrino”, che come visto nei paragrafi riguardanti l’automated fiber placing è oggi disponibile come materiale a base ceramica che ha il vantaggio di essere velocemente induribile in forno a microonde . L’assieme risultante è caratterizzato da sufficiente rigidità e tenacità per garantire la trasportabilità dell’assieme sulle successive stazioni di lavoro e la resistenza alle sollecitazioni derivanti dall’avvolgimento. Il materiale è inoltre resistente alle alte temperature durante la polimerizzazione della matrice in forno e garantisce un basso coefficiente di dilatazione termica tale da non creare sollecitazioni sul manufatto. L’eliminazione del mandrino avverrà facilmente tramite lavaggio in acqua.

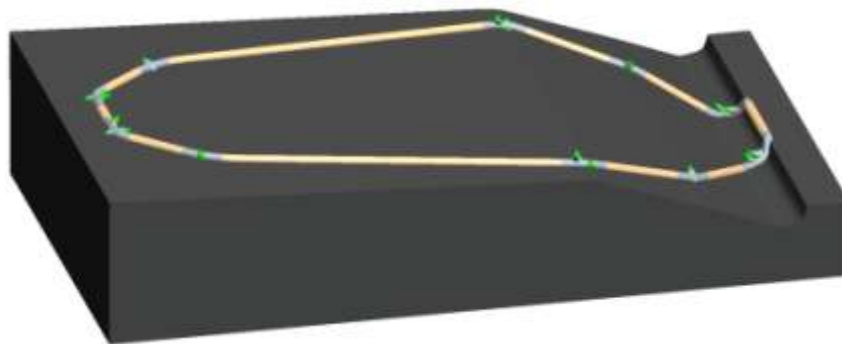


Fig. 3.23

6. Posizionamento dell’assieme “mandrino” nella stazione di nastratura automatizzata

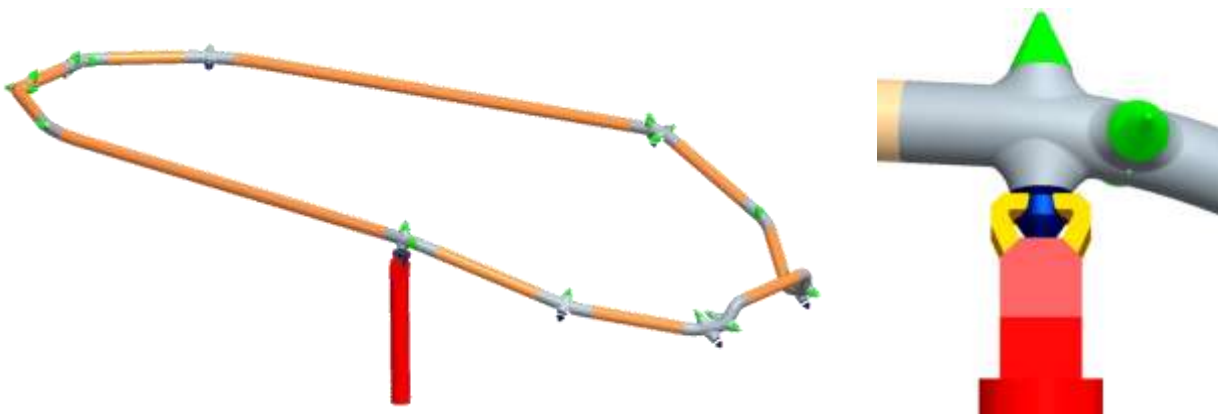


Fig. 3.24

L'assieme mandrino è quindi posizionato sulla tavola di nastratura in cui ogni perno di sostegno viene vincolato da un afferraggio mobile realizzato in modo tale che si possa disimpegnare e permettere il passaggio della testa di nastratura ad ogni giro. Tale afferraggio mobile è costituito da un pistone traslante e da una pinza robotizzata i cui movimenti vengono controllati e fatti al movimento della testa di nastratura. In Fig. 7 viene mostrata una esemplificazione della modalità di afferraggio di una sola pinza robotizzata. Ad ogni inserto corrisponderà un afferraggio mobile.

7. Nastratura di nastri di preimpregnato OoA.

La fase di laminazione in nastratura dovrà essere effettuata in camere ad atmosfera controllata e bassissima umidità, condizione tale che garantisca un'ottimale adesione tra nastro e mandrino di supporto.

L'anello rotante della testa di nastratura verrà aperto per permettere il passaggio della struttura ad anello. Una volta posizionata la testa in asse con la traiettoria da seguire, verranno manualmente srotolati i lembi iniziali delle due bobine di nastro preimpregnato unidirezionale poste a 180° e verranno distaccati i primi cm di prepreg dalla pellicola di sostegno. Le due pellicole di sostegno verranno innestate sulle bobine di riavvolgimento e pretensionate manualmente. I due lembi iniziali di nastro prepreg verranno fissati manualmente con adesivo ad un inserto e pretensionati in modo sufficiente a garantire la corretta inizializzazione del processo automatizzato di nastratura. Il sistema di controllo della testa procederà a determinare velocità di rotazione delle bobine e velocità di avanzamento della testa nella direzione della traiettoria del componente in modo tale da garantire il corretto angolo di avvolgimento per le diverse parti del componente e gestire al meglio il completo ricoprimento della superficie nastrabile. Il controllo dovrà gestire al meglio il passo di avanzamento in modo tale da realizzare avvolgimenti il più possibile precisamente localizzati tali che i nastri vengano depositi affiancati e con ricoprimento omogeneo e completo. Una volta completato uno strato di nastratura il senso di rotazione delle bobine sarà invertito e si procederà alla realizzazione di strati successivi di pelli ad

angolazione alternata (es. $+30/-30$ in corrispondenza dei tratti tra gli inserti). Per un migliore trasferimento dei carichi in corrispondenza degli inserti ed un migliore annegamento degli stessi nella nastratura tale da ottimizzare il vincolo di forma tra di essi, l'angolo di nastratura in tali zone sarà caratterizzato da minore longitudinalità rispetto alle zone lavoranti da tirante/puntone, ad esempio $+45/-45$. Sarà preferibile realizzare ogni completo strato di ricoprimento mantenendo il medesimo senso di avvolgimento e rotazione delle bobine, in modo da evitare la presenza di incroci (crossovers) di nastratura con l'obiettivo di diminuire il più possibile la percentuale di aria intrappolata e migliorare gli stati tensionali andando a. Ad ogni fine bobina si procederà manualmente a sostituire le bobine in macchina procedendo a ripetere l'inizializzazione e pretensionamenti dei nastri. Sviluppi futuri saranno volti all'automatizzazione del cambio bobina. La fase di laminazione termina una volta raggiunto lo spessore di nastratura composita desiderato.

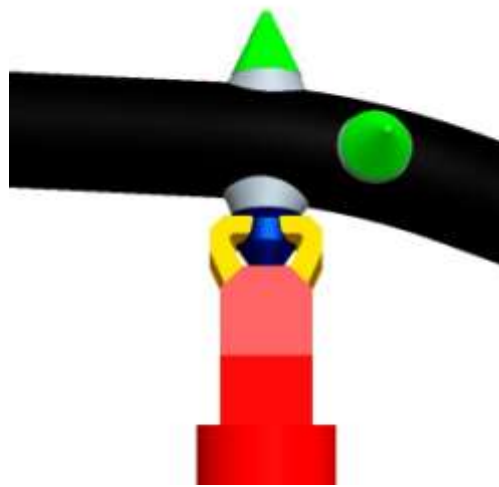


Fig. 3.25

8. Nastratura con strato di termorestringente per la realizzazione del debulking del laminato nastrato ottenuto.

Una volta terminata la fase di laminazione con materiale preimpregnato adatto alla polimerizzazione in forno e bassa pressione (OoA), vista l'inopportunità dell'utilizzo di sistemi di compattamento in sacco a vuoto per quanto riguarda volumi produttivi elevati, si procederà a montare sulla testa nastratrice una bobina di nastro termo

restringente il cui lembo iniziale verrà fissato manualmente al pezzo laminato e ad effettuare un avvolgimento completo con coefficiente di ricoprimento pari a 2. La scelta del grado di termorestringimento del nastro dipenderà dalla temperatura di polimerizzazione della resina, dalle diametro medio del componente nastrato e dal grado di compattamento voluto.

9. Polimerizzazione in forno (out of autoclave)

Il componente ancora posizionato sulla tavola di nastratura sostenuto dai pistoncini e pinze robotizzate viene inserito in forno. Le attrezzature di sostentazione e afferraggio saranno realizzate con materiali resistenti alle alte temperature (150°C max). Viene effettuato un ciclo di polimerizzazione tipico per sistemi di resina epossidica OoA.

10. Eventuale estrazione materiale di supporto della nastratura per solubilizzazione
Una volta terminata la fase di cura in forno del laminato, il componente viene estratto dal forno, ormai completamente polimerizzato, e si procede alla rimozione dello strato di termo restringente ed allo smontaggio dei perni e tappi conici di afferraggio. Nel caso che si voglia procedere all'estrazione del materiale ceramico idrosolubile costituente il mandrino, segue ciclo di lavaggio con acqua ad alta pressione che attraverso i fori degli inserti permetterà il completo svuotamento del nastrato.

11. Lavorazioni meccaniche di finitura

Il componente polimerizzato “grezzo” verrà poi eventualmente finito di lavorazioni meccaniche in corrispondenza delle parti di inserto che fuoriescono dalla nastratura per la sbavatura in corrispondenza di eventuali eccedenze di nastratura e per l'ottenimento delle tolleranze di localizzazione dei piani di riscontro e superfici di accoppiamento necessarie al buon montaggio con altri componenti. Un esempio di lavorazione utile al buon accoppiamento tra le parti sarebbe la realizzazione di accoppiamenti dentati tra gli inserti, come rappresentato in Fig. 26. Tale tipo di lavorazione garantirebbe un aumento elevato della rigidità della giunzione ed una

garanzia di assenza di movimenti relativi (soprattutto rotazioni) tra le parti, e quindi garanzia del corretto funzionamento dell'eventuale imbullonatura tra gli inserti i diversi componenti.

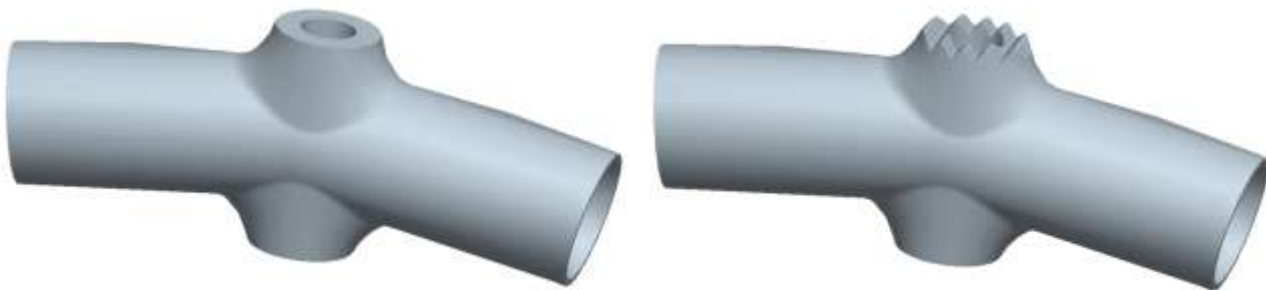


Fig. 3.26

Capitolo 4

DIMENSIONAMENTO E LINEE GUIDA PROGETTUALI DI UN TELAIO FORMULA SAE® REALIZZATO CON TECNOLOGIA DI NASTRATURA AUTOMATIZZATA IN MATERIALE COMPOSITO

4.0 Introduzione

Con l'obiettivo di dimostrare la flessibilità e consistenza del processo di produzione di componenti strutturali in materiale composito per nastratura automatizzata si è proceduto a disegnare un telaio per vettura Formula SAE® intercambiabile a quello in traliccio di tubi in acciaio utilizzato nei campionati 2009-10-11 dal team UNIBO (stessi punti di attacco motore, punti di attacco telaio posteriore, attacchi sospensioni anteriori) che garantisca un sostanziale vantaggio in termini di peso a pari rigidità torsionale.



Fig. 4.1

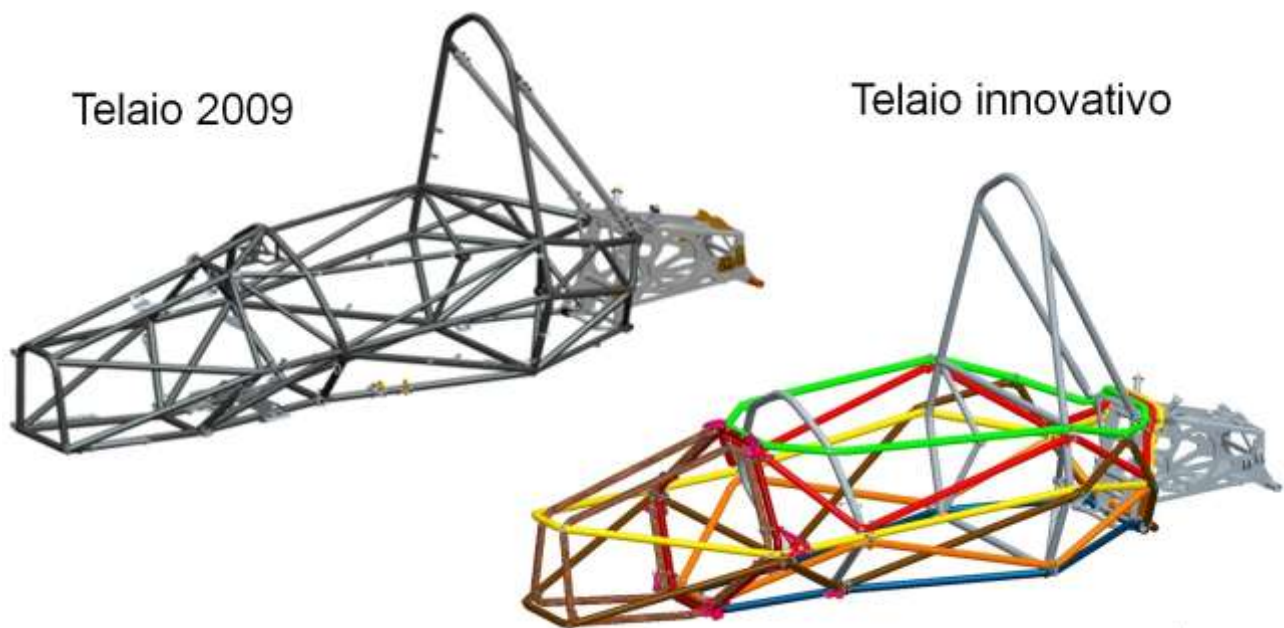


Fig. 4.2

In figura 2 viene riportato un confronto tra i modelli CAD 3D del telaio in traliccio di acciaio ed il telaio innovativo. I diversi componenti strutturali ad anello sono stati evidenziati per mezzo di diversi colori in modo da renderne più facile una prima lettura del layout generale.

Si riportano in Fig. 3 la rappresentazione CAD della soluzione attuale in acciaio in riferimento agli attacchi anteriori alle sospensioni e posizione di guida del pilota ed agli attacchi al telaio posteriore ed al motore.

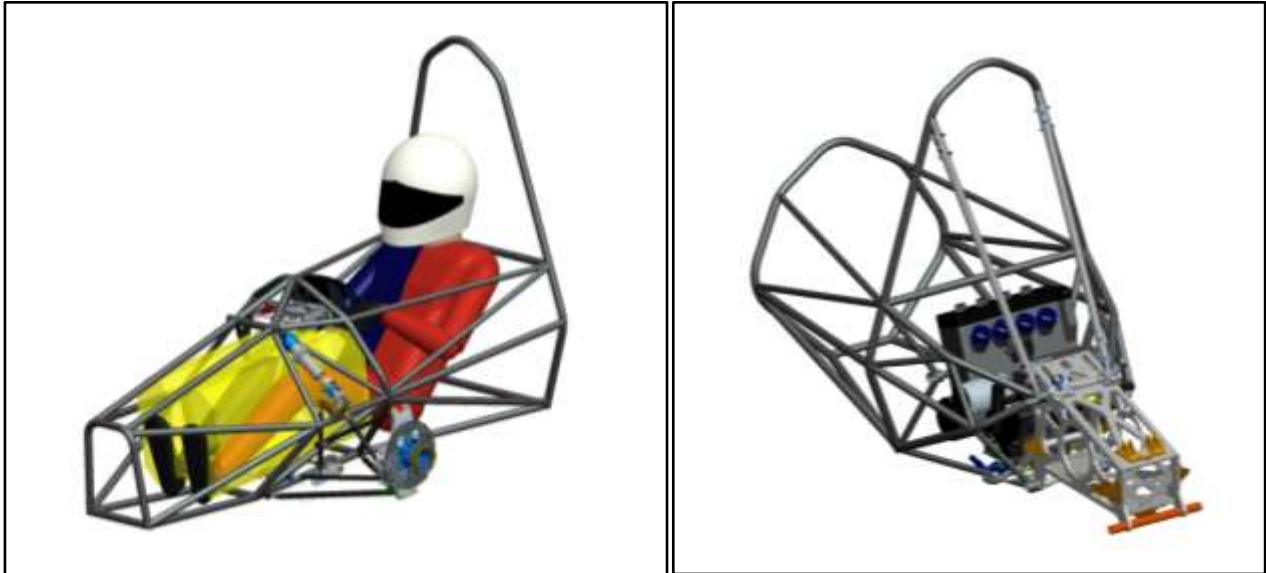


Fig. 4.3

4.1 Approccio progettuale e definizione del layout generale

Lo studio delle tecnologie di produzione di materiale composito e dei sistemi di materiale da essi utilizzati, l'analisi dei sistemi di collegamento per incollaggio o per sistemi meccanici di fissaggio e l'osservazione dei manufatti di miglior disegno ad oggi presenti sul mercato hanno evidenziato come il raggiungimento di un'elevata efficienza strutturale non possa essere raggiunto in altro modo che rendendo sinergici il metodo progettuale con la tecnologia di produzione nella direzione dello sfruttamento delle migliori caratteristiche a trazione tipiche della natura fibrosa dei materiali compositi in modo tale da minimizzare il decadimento delle caratteristiche meccaniche del tessuto unidirezionale causato da mal progettazioni.

In ottica di una produzione in medio-grande serie del telaio in oggetto la tecnologia produttiva utilizzata sarà quella della nastratura automatizzata descritta nel Capitolo 6 che utilizzerà nastro di fibra unidirezionale HM di larghezza 5mm preimpregnato con sistema di resina del tipo OoA (si sceglie in prima istanza il più prestazionale Cytec

X5320, si veda Capitolo 3), ciclo di polimerizzazione secondo datasheet. La scelta dell'utilizzo di fibre di carbonio ad elevato modulo elastico (HM) è tipica per l'impiego in applicazioni di progettazione a rigidità.

Partendo dal layout del telaio 2009 sono stati realizzati diversi bozzetti di prova con lo scopo di determinare la migliore distribuzione spaziale possibile dei diversi anelli in composito tale da massimizzare la rigidità, garantire buon trasferimento dei carichi nei punti di interesse e minimizzare gli ingombri. Vincolo progettuale è stato il mantenimento degli anelli frontali e principali (front hoop e main hoop) in acciaio secondo la conformità al regolamento SAE e del telaio posteriore in alluminio.

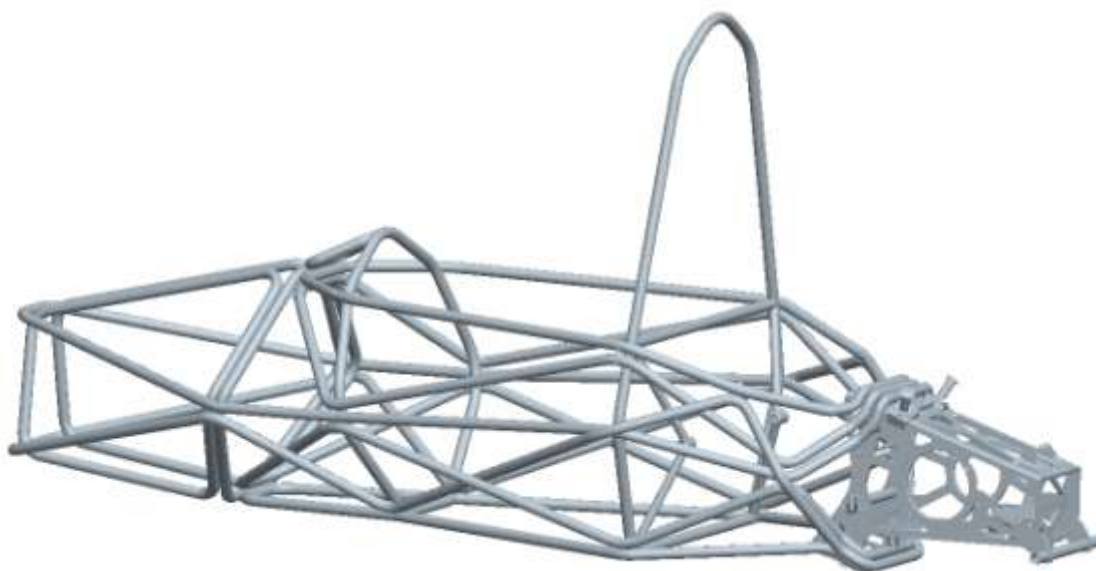


Fig. 4.4

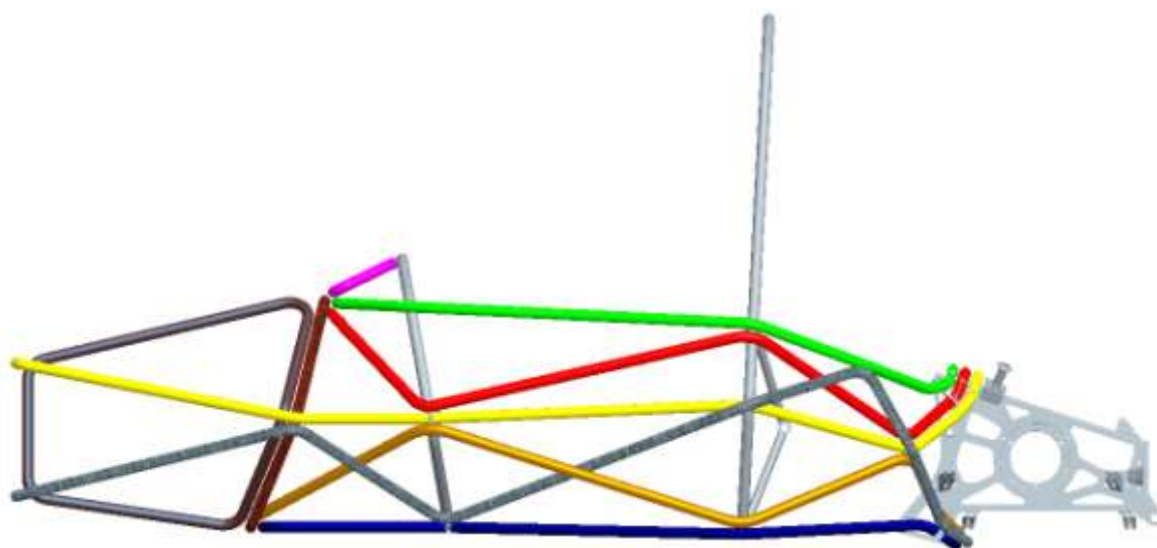


Fig. 4.5

Una volta definito il lay-out definitivo (Fig. ? e ?) si è proceduto al disegno e primo dimensionamento degli inserti e della nastratura dei diversi anelli in accordo con i limiti geometrici imposti dal processo e secondo l'obiettivo di ottenere la pari rigidezza del singolo tubo tra acciaio e carbonio, ipotizzando di ottenere sulla struttura finita una rigidezza torsionale simile all'esistente in acciaio, e una sostanziale riduzione di peso motivata dalla densità sensibilmente minore dei materiali.

I tubi d'acciaio utilizzati per la realizzazione del telaio 2009 hanno sezioni diverse a seconda della collocazione, variando da $\varnothing 25 \times 2$ a $\varnothing 20 \times 1.2$. Si decide di effettuare la prima progettazione realizzando componenti ad anello a spessore di parete costante ed uguale tra i diversi componenti, per poi a seguito di un'adeguata analisi FEM di rigidezza torsionale dimensionare finemente gli spessori. Si assume come sezione media dei tubolari di acciaio la misura $\varnothing 25 \times 1.75$, avente come rigidezza per unità di lunghezza il valore di $26 \cdot 10^6$ N. Si è valutato di realizzare angolazioni di nastratura pari a $+45^\circ/-45^\circ$ rispetto alla traiettoria di ogni singolo anello in corrispondenza della zona di attacchi e di $+30^\circ/-30^\circ$ nella zona tubolare. Laminando secondo tale lay-up un tessuto unidirezionale in fibra di carbonio di tipo HM con modulo $E_L = 284$ GPa, $E_T = 10$ GPa e $G_{LT} = 36$ GPa (valori misurati sperimentalmente per materiale Cycom 2020 HM, si veda Capitolo 6) la teoria classica dei laminati fornisce un valore di modulo elastico in direzione longitudinale del laminato pari a $E_x = 189$ GPa. Supponendo un diametro dell'inserto e del mandrino di supporto pari a $\varnothing 20$, l'uguaglianza delle rigidezze per unità di lunghezza porta a stimare lo spessore di nastratura a 2 mm.

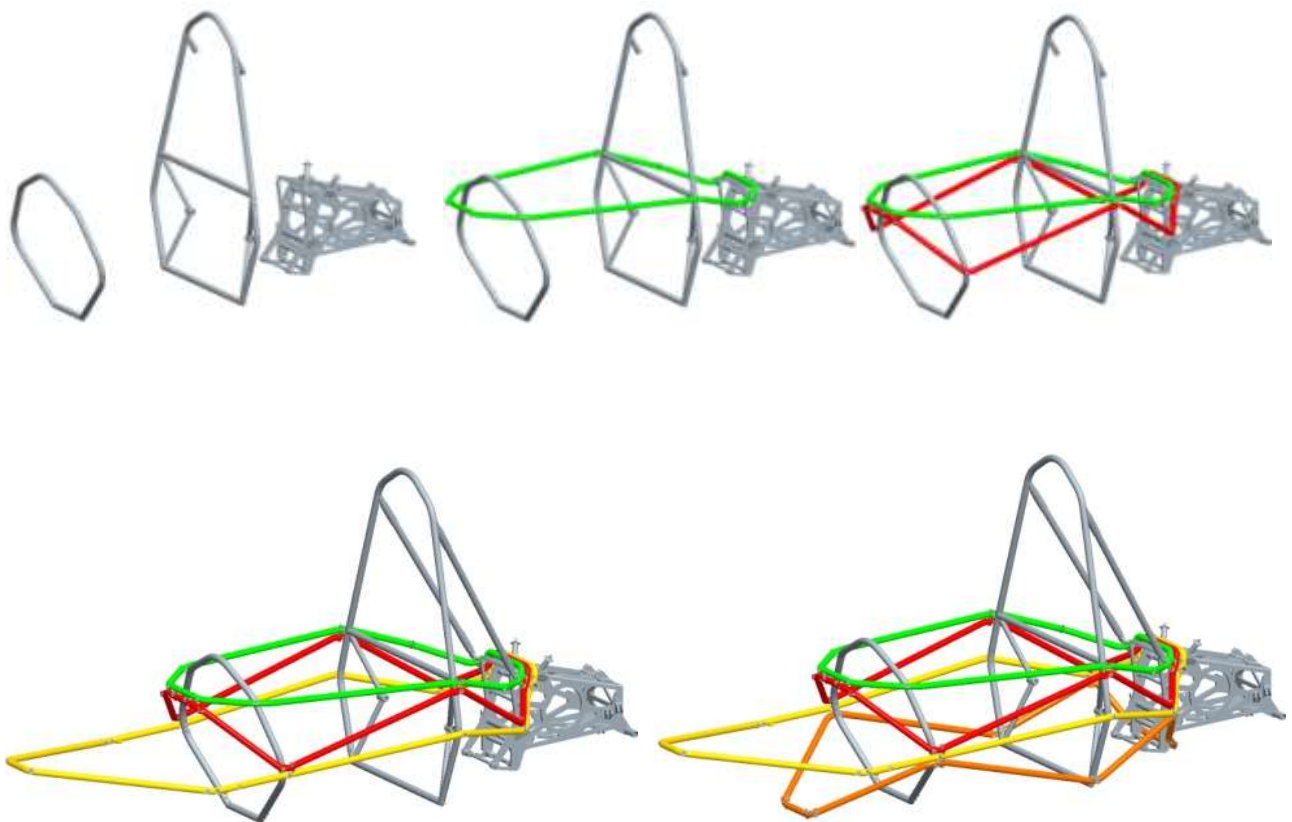
4.2 Scelte progettuali e visione di dettaglio

Una volta definita la traiettoria ottimale degli anelli compositi e la sezione di primo tentativo della nastratura si è proceduto al disegno degli inserti in alluminio annegati che svolgessero la funzione di trasferimento del carico tra i diversi componenti

secondo l'obiettivo progettuale di ottimizzare l'accoppiamento con la nastratura e garantire dove necessario la presenza di superfici di accoppiamento per gli attacchi sospensione.

Si decide di mantenere i tubi di attacco al motore in acciaio per motivi di resistenza alle elevate temperature (circa 150°C) non garantite dai materiali compositi che stiamo utilizzando.

Per una maggiore visione di insieme e per comprendere in modo più completo le scelte progettuali alla base del disegno si riporta la sequenza di montaggio dei diversi anelli compositi.



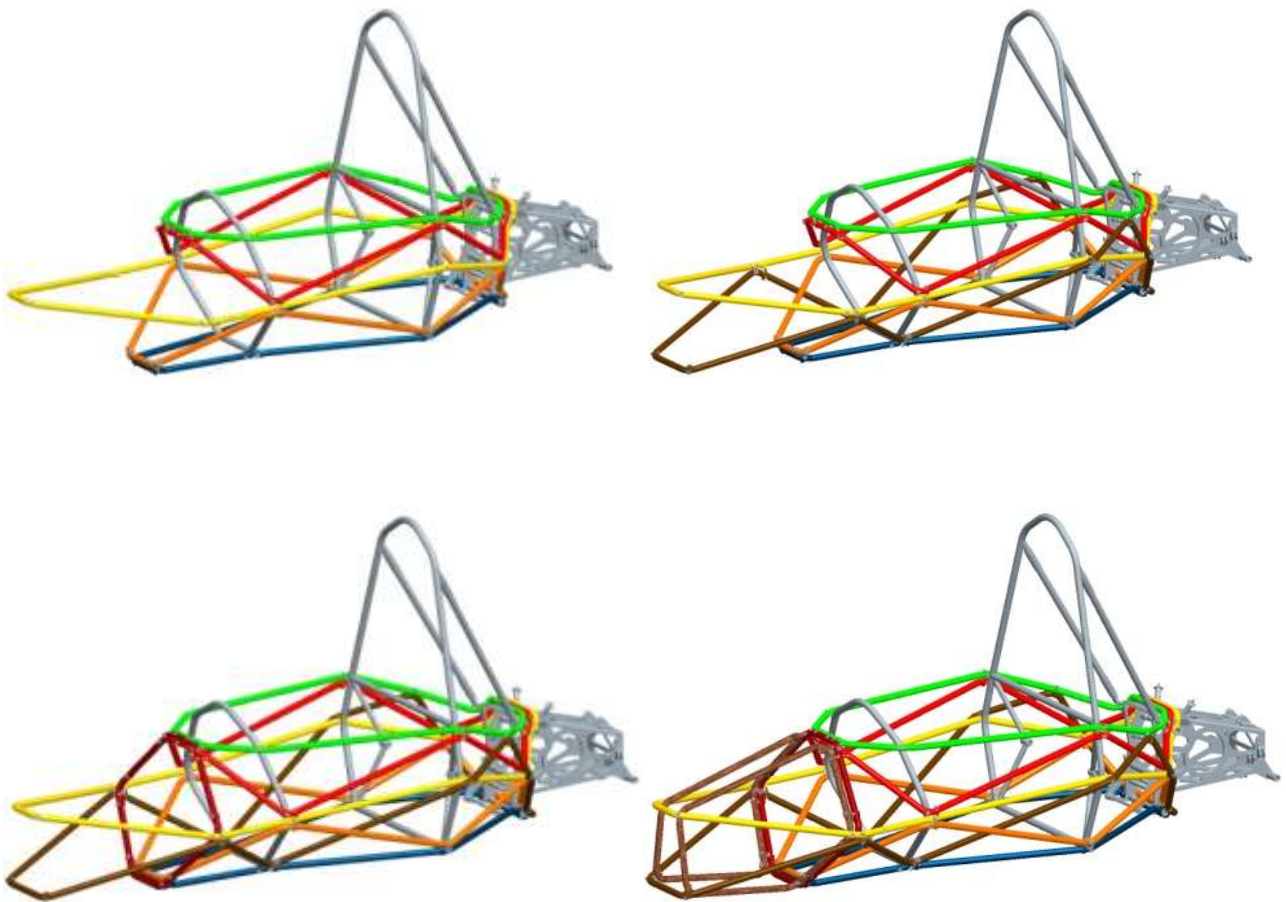


Fig. 4.6

Si riporta poi in Fig. 7 la vista 3D del telaio innovativo nastrato affiancato dalla vista 3D priva delle nastrature in cui sono visibili le sole parti metalliche della struttura (inserti, attacchi delle sospensioni e bulloni, oltre al telaio posteriore).

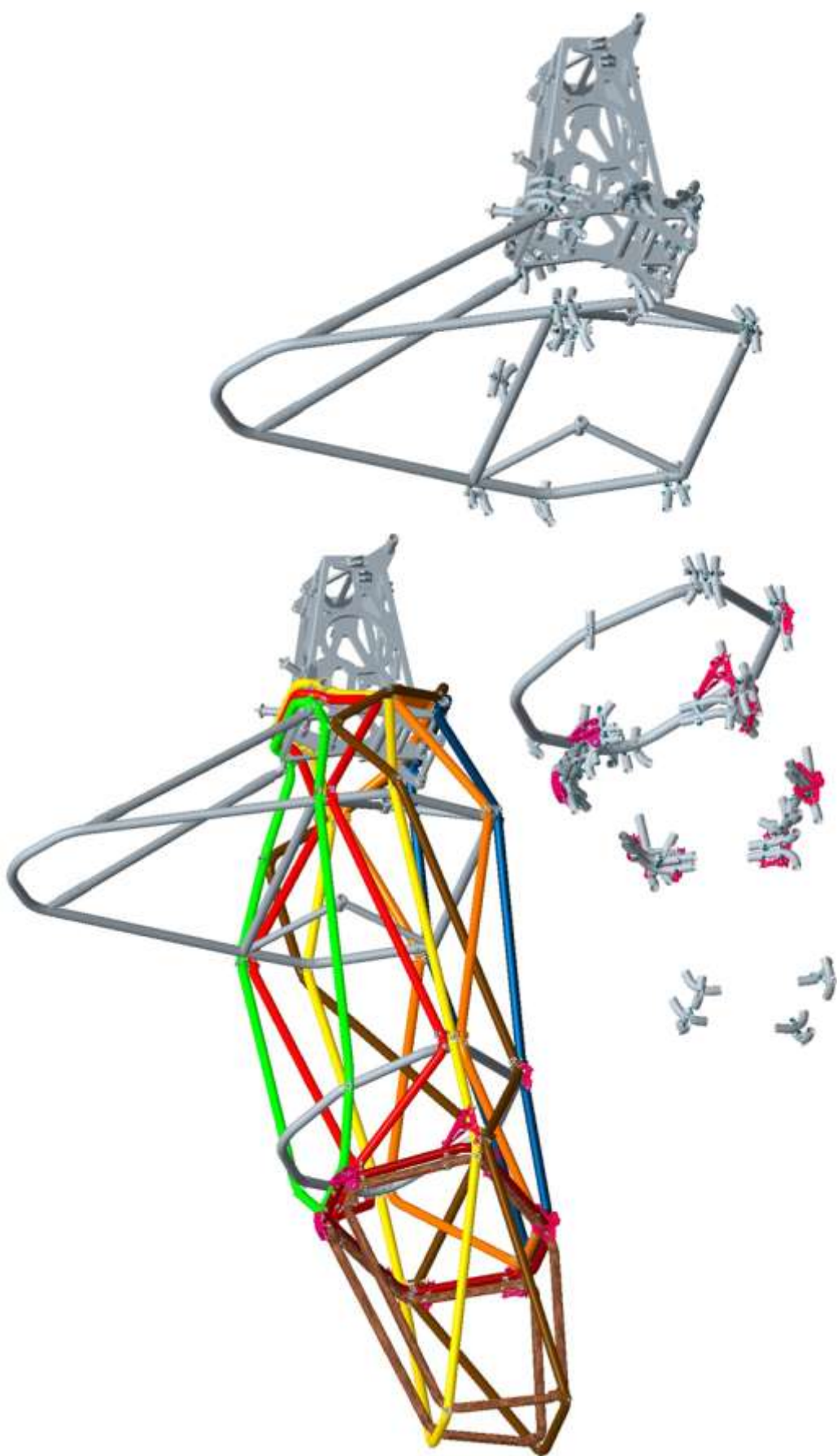


Fig. 4.7

Si riporta la vista laterale del telaio con nastrature visibili in modalità trasparente, con nastrature nascoste (visibili le sole parti metalliche) ed il lay-out laterale della vettura 2009 in cui grazie alle trasparenze è apprezzabile la collocazione del telaio.

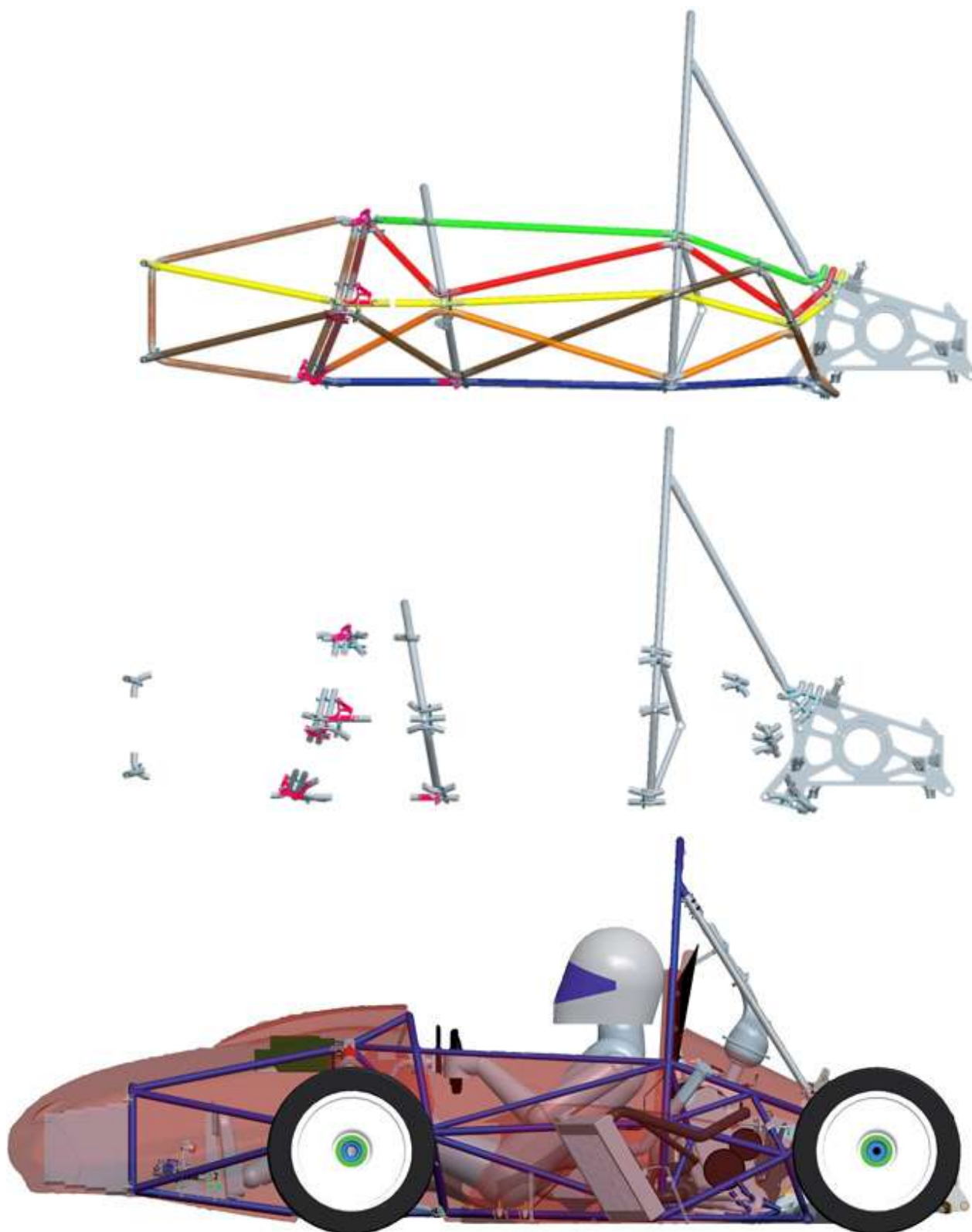


Fig. 4.8

Si riporta la vista dall'alto del telaio con nastrature in vista, con nastrature nascoste (visibili le sole parti metalliche) ed il lay-out laterale della vettura 2009 in cui grazie alle trasparenze è apprezzabile la collocazione del telaio.

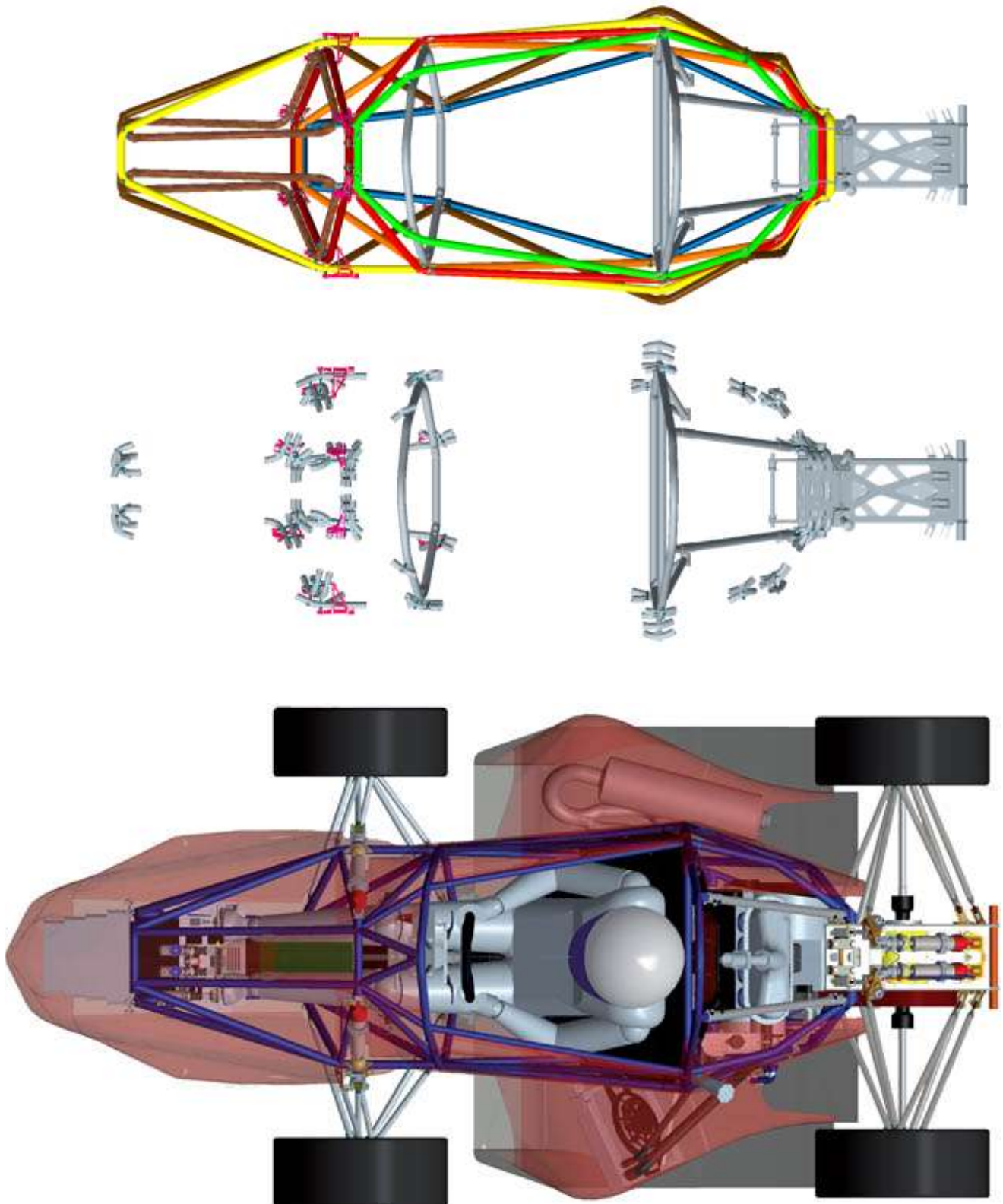


Fig. 4.9

Ogni inserto è stato progettato in modo tale da garantire un aggrappaggio della nastratura non solo per resistenza e rigidezza a taglio secondo le modalità di funzionamento degli incollaggi, ma per trasferimento di carico per vincoli di forma tali da far lavorare a trazione le fibre. Si riporta in Fig. ? una prima esemplificazione produttiva di tale modalità di inglobamento dell'inserto per nastratura.



Fig. 4.10 Nastratura pre-polimerizzazione

Si può osservare come le fibre avvolgano le superfici coniche creando un saldo aggrappaggio tale da garantire una elevata efficienza strutturale della giunzione, che sarà valutata sperimentalmente a nel Capitolo 7.

Tale completo inglobamento di una parte metallica isotropa in una struttura composita permetterà di gestire in modo ottimale gli stati tensionali tipicamente triassiali che si concentrano in corrispondenza dei punti di giunzione di strutture meccaniche, trasformandoli progressivamente in carichi di trazione e compressione che trasferirà alla parte di nastratura tubolare (tra gli inserti). La determinazione della

lunghezza degli inserti è stata fatta per questa prima fase progettuale in base a principi di buon proporzionamento per il trasferimento dei carichi. Verrà ottimizzata in seguito a calcoli FEM. Si è posta attenzione anche all'ottimizzazione del punto di discontinuità (e potenziale punto di concentrazione di tensioni) posto all'estremità dell'inserto, secondo quanto prescritto dalle linee guida di buona progettazione descritte nel paragrafo 2.2.1.1. "Non uniformità del trasferimento di carico attraverso incollaggi adesivi" in merito all'assottigliamento delle estremità delle placchette in giunzioni del tipo tapered per la riduzione della tensione di peel. Si riporta in Fig. 11 una sezione dell'inserto nastrato in cui si può osservare l'assottigliamento delle estremità.

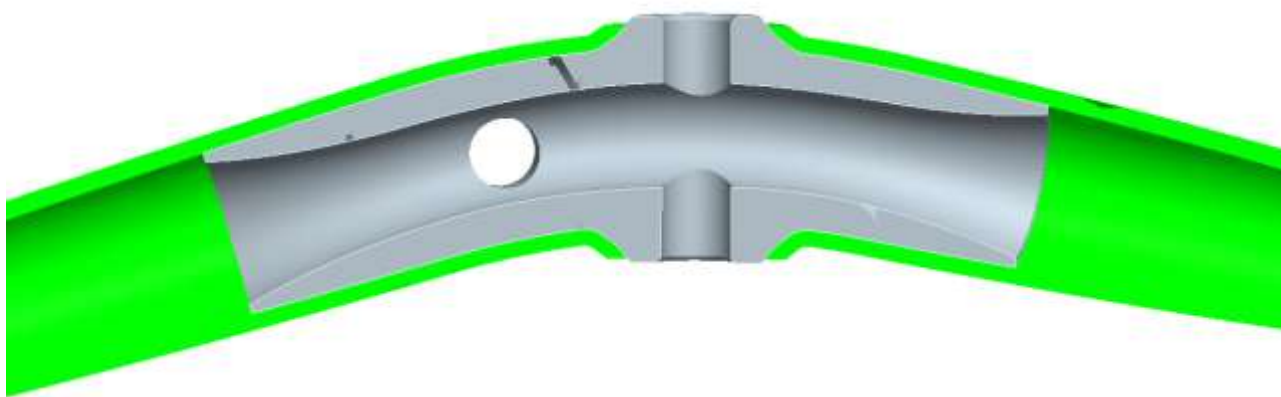


Fig. 4.11

Si procede ad approfondire alcune scelte progettuali analizzando in dettaglio le zone di attacco sospensioni anteriori e telaio posteriore. Le nastrature sono visualizzate in modalità trasparente. Si annota che per facilità di disegno e successivo calcolo si è proceduto a modellare le superfici di accoppiamento tra gli inserti in modo piano, invece che con accoppiamento dentato come suggerito in Fig. 3.28. L'accoppiamento dentato garantirà per gli accoppiamenti a singola imbullonatura una maggiore rigidità e allontanerà pericoli di disserraggio degli imbullonamenti dovuti a rotazioni relative durante il caricamento.

Zona anteriore:

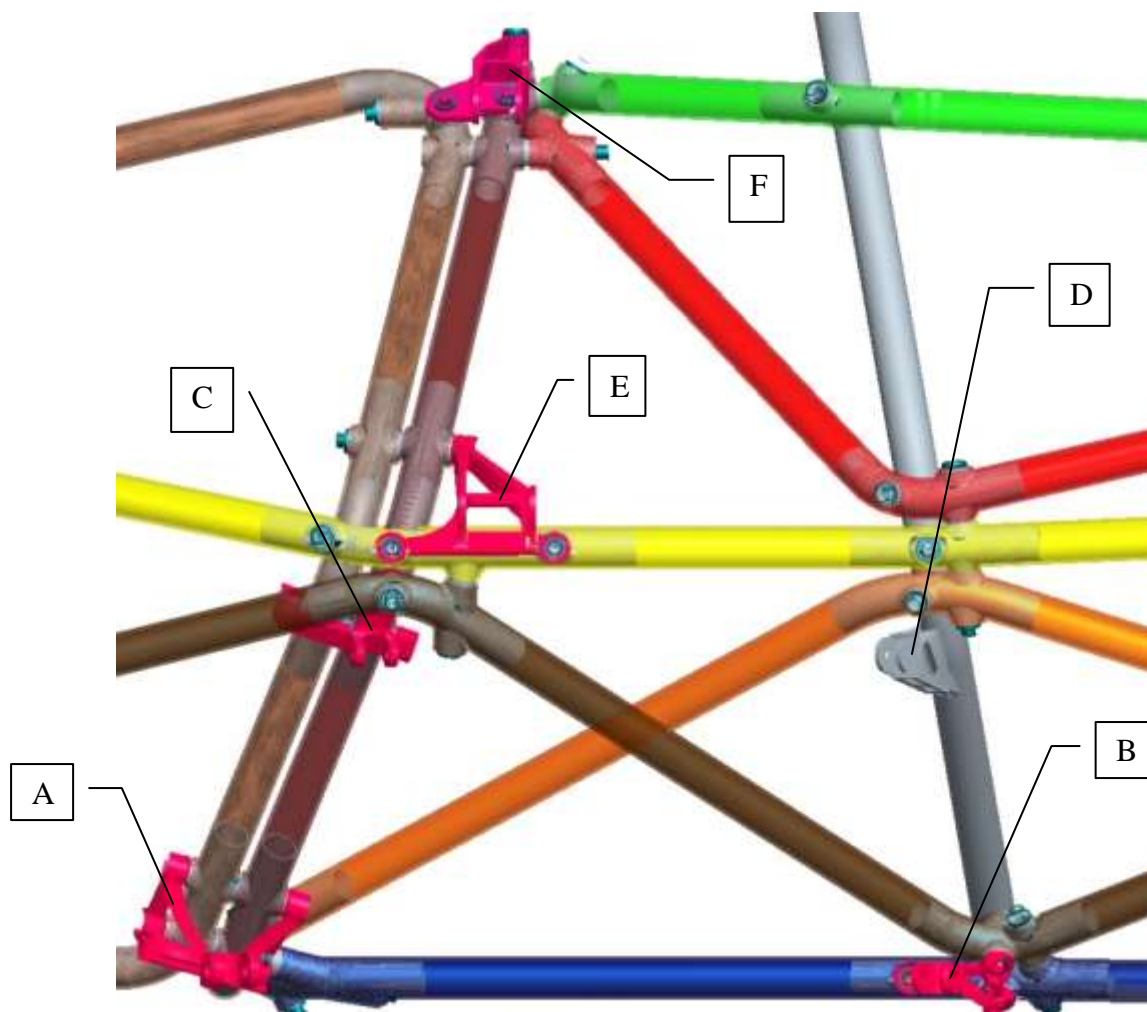


Fig. 4.12

Si può osservare come la posizione spaziale degli inserti nastrati sia stata definita in modo tale da poter collegare degli opportuni supporti agli attacchi sospensione in alluminio (in rosa) tali da garantire che la posizione degli attacchi sospensione sia equivalente a quella del telaio in acciaio 2009. Ogni supporto è imbullonato agli inserti annegati. Si possono distinguere i tre supporti A, B e C collegati agli anelli compositi, più uno in acciaio saldato al front hoop (D) che fungeranno da attacco dei triangoli inferiori delle sospensioni, l'attacco del rinvio a bilancere del pushrod (E) e l'attacco superiore del pushrod (F). In Fig. 13 si possono osservare in dettaglio le soluzioni progettuali per la connessione superiore del pushrod (supporto F) e del supporto posteriore del triangolo inferiore (B).

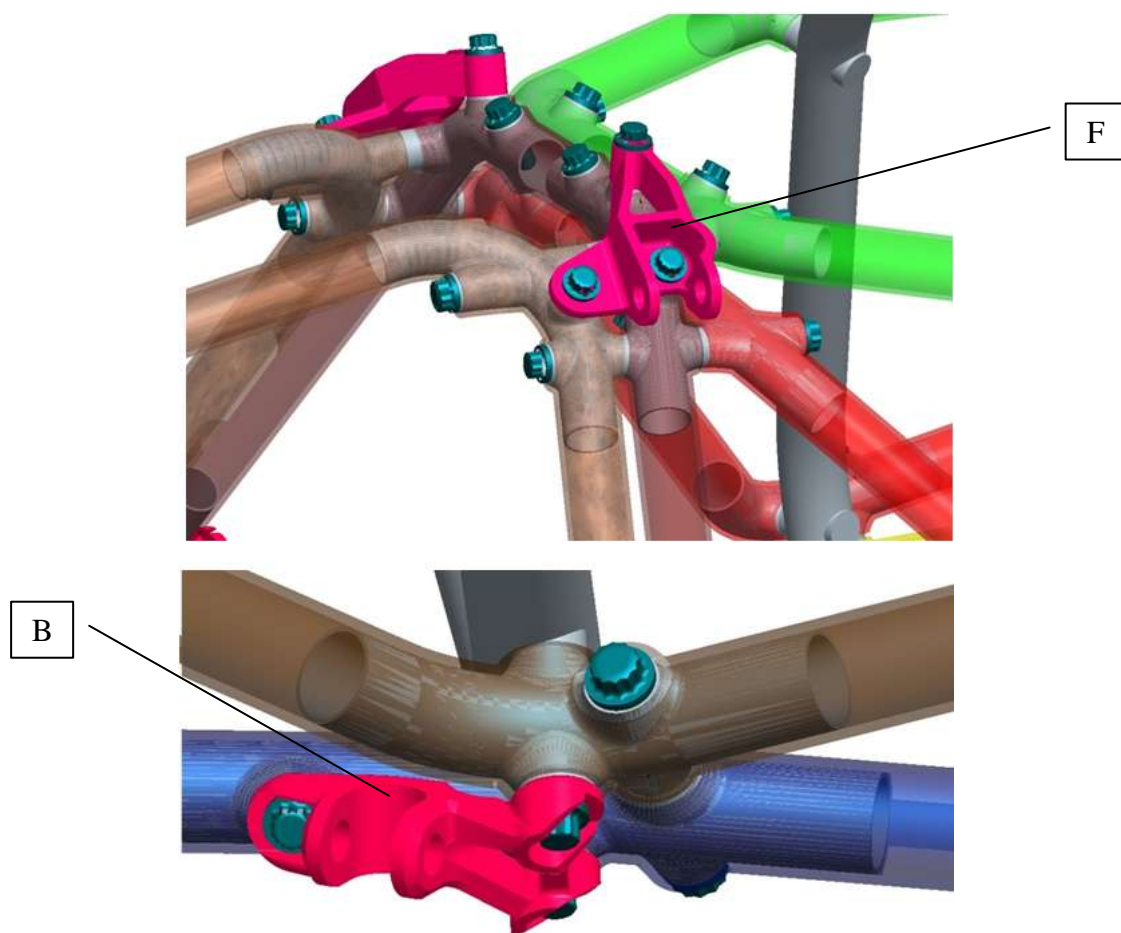


Fig. 4.13

L'intera zona di attacchi sospensione anteriore è stata disegnata con l'obiettivo di garantire il più possibile il mantenimento della geometria in tutte le condizioni di caricamento in modo tale da permettere un ottimale funzionamento delle sospensioni. L'infittimento delle travature ed il loro incrocio e sovrapposizione sono state pensate per garantire una elevata rigidezza strutturale del telaio in questa zona. In particolare i punti di attacco più caricati nelle fasi di sterzata e frenata quali l'attacco del pushrod (F) e del supporto posteriore del triangolo inferiore sono stati disegnati con una particolare attenzione alla rigidezza ed all'ottimale trasferimento dei carichi al telaio mediante opportune triangolature e imbullonamento di più inserti concorrenti.

Zona posteriore:

In Fig. 14 e Fig. 15 è riportata la parte posteriore del telaio ed è possibile osservare il disegno delle traiettorie degli anelli compositi e degli inserti che sono stati necessari

per abbracciare il telaio posteriore e trasferire in modo opportuno i carichi alla parte anteriore del telaio in modo tale da garantire una sufficiente rigidità della struttura.

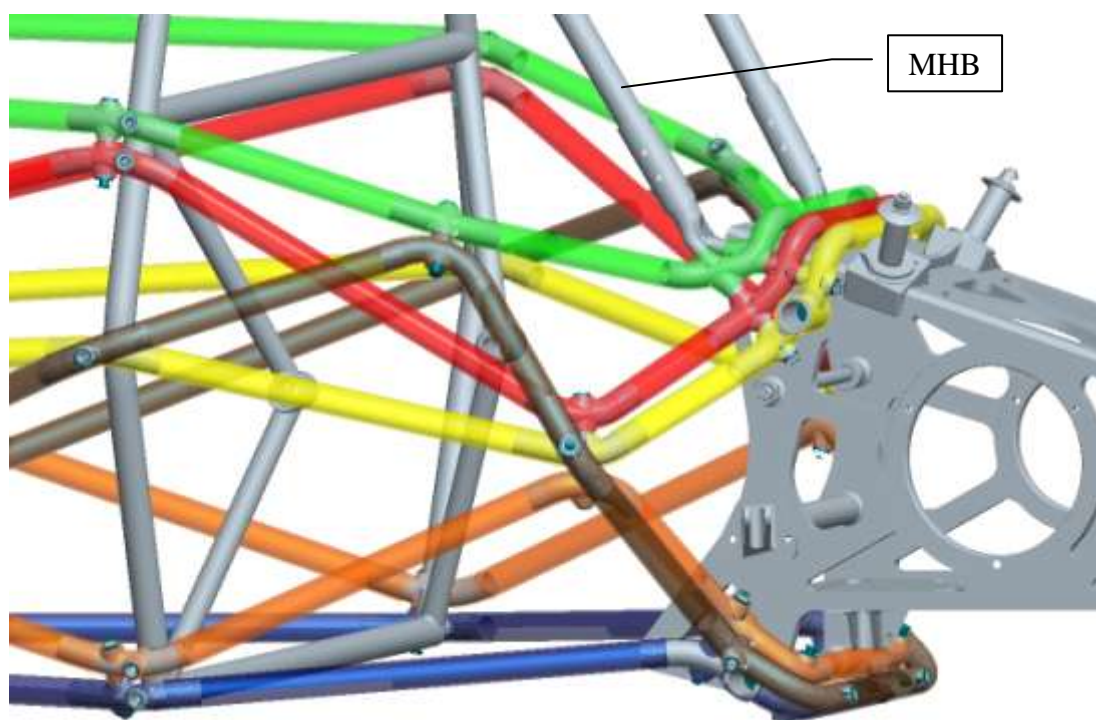


Fig. 4.14

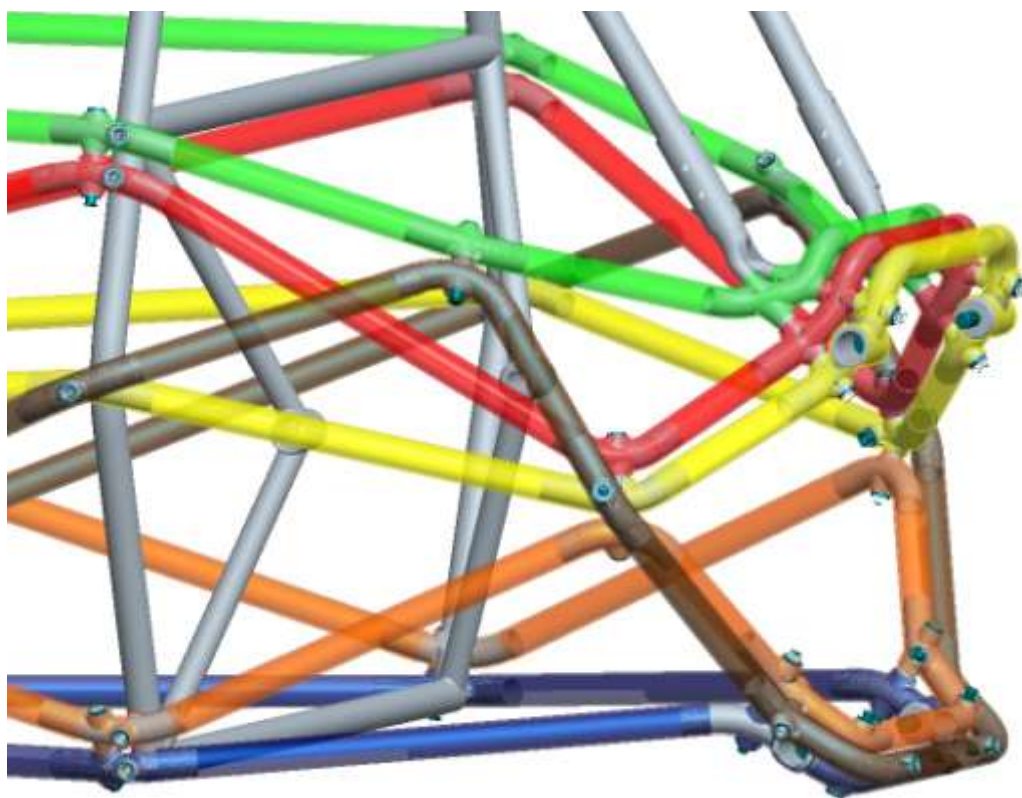


Fig. 4.15

In Fig. 16 e 17 è rappresentato l'attacco superiore al telaio posteriore. Si può osservare come 3 anelli (verde, rosso e giallo) ed il main hoop bracing (MHB) siano impaccati per mezzo di due viti (di cui si è evidenziato in rosso il profilo in Fig. ?) e l'assieme sia collegato al telaio posteriore con una sola vite per lato.

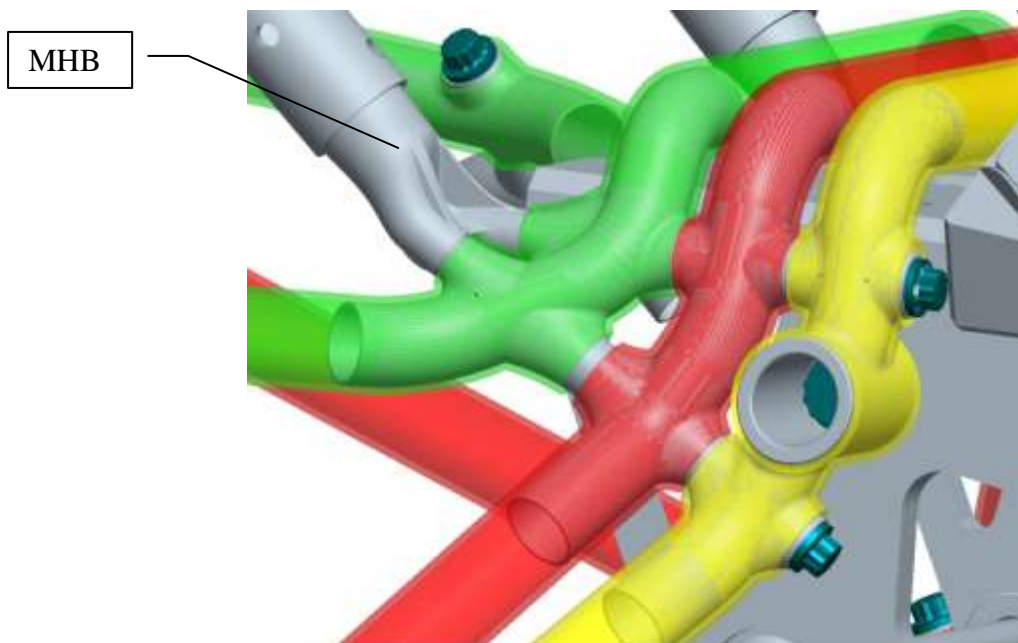


Fig. 4.16

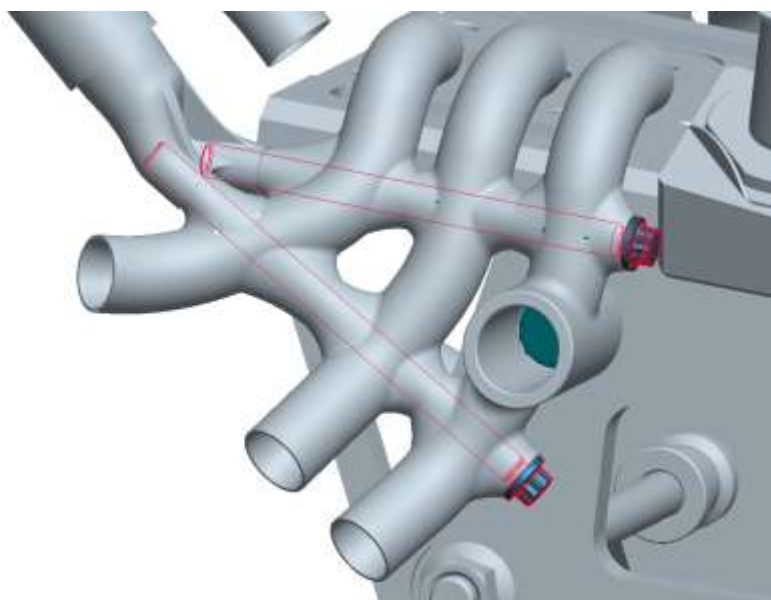


Fig. 4.17

Nel prossimo capitolo si procederà a valutare l'andamento longitudinale della rigidezza torsionale della struttura e a determinare eventuali modifiche per l'ottimizzazione della stessa.

Capitolo 5

CALCOLO TORSIONALE E VALUTAZIONE DEI VANTAGGI IN TERMINI DI PESO E RIGIDEZZA RISPETTO AL TELAIO IN TUBOLARE D'ACCIAIO 2009

5.0 Introduzione

Nell'ottica della realizzazione di un telaio che garantisca migliori prestazioni rispetto all'attuale tubolare in acciaio si è proceduto alla valutazione numerica dell'andamento longitudinale della rigidezza torsionale del telaio innovativo con lo scopo di ottenere una sostanziale riduzione di peso mantenendo la stessa rigidezza torsionale totale attuale, ritenuta buon compromesso tra mantenimento della geometria ideale delle sospensioni sotto carico e flessibilità necessaria ad evitare comportamenti dinamici indesiderati.

Per una prima validazione del modello di calcolo si è proceduto a determinare la correlazione tra rigidezza torsionale misurata sperimentalmente e misurata a calcolo del telaio in acciaio 2009. Tutte le misure sia sperimentali che numeriche sono state

effettuate con telaio corredato da telaio posteriore e motore montati rigidamente, vincolando al banco (o movimenti posti uguale a zero nel caso FEM) gli attacchi del telaio al telaio posteriore e imponendo una coppia pura nota in corrispondenza degli attacchi delle sospensioni anteriori in corrispondenza dell'attacco del pushrod.

5.1 Misura sperimentale della rigidità torsionale del telaio tubolare in acciaio 2009

Una volta terminata la realizzazione dell'intero telaio della vettura 2009, attraverso la collaborazione ed il supporto dell'azienda Marchesi & C. è stato possibile condurre sullo chassis una prova di torsione sperimentale. Infatti grazie alla presenza di motore e scatola, che hanno svolto il ruolo di dima durante le fasi di realizzazione del retrotreno, si è potuto incastrare rigidamente lo scatolato posteriore in alluminio e andare a torcere lo chassis in corrispondenza dell'asse anteriore.

Ponendo dei comparatori in corrispondenza dei longheroni di base dello space frame, si è misurato lo spostamento della struttura all'altezza dell'asse anteriore, dovuto alla coppia applicata tramite un braccio e delle masse noti.



Fig. 5.1

Dalle misurazioni si è potuto risalire all'angolo di torsione della struttura e, da questo, al valore misurato della rigidezza torsionale totale del telaio.



Fig. 5.2

5.2 Calcolo FEM della rigidezza torsionale del telaio di prima progettazione

E' stato realizzato un calcolo agli elementi finiti con software commerciale Ansys e modulo per la gestione di laminati ortotropi per la valutazione della rigidezza torsionale dei telai in tubolare d'acciaio 2009 e del telaio innovativo. Ai modelli sono stati aggiunti vincoli rigidi in corrispondenza degli attacchi motore in modo da simulare la presenza del carter. Ad un vincolamento in spostamenti pari a zero degli attacchi al telaio posteriore si è proceduto ad un caricamento in torsione per mezzo dell'imposizione di carichi in corrispondenza degli attacchi sospensione anteriori, ed in particolar modo dell'attacco dell'ammortizzatore.

Le caratteristiche meccaniche dei materiali utilizzati nel calcolo sono le seguenti:

-
- Inserti: alluminio lega 7075 “Ergal”
 - $E = 72\text{GPa}$
 - $\nu = 0.3$
 - $R_m = 590\text{MPa}$
 - Viteria: titanio Poggipolini Ti 6Al 4V
 - $E = 110\text{GPa}$
 - $\nu = 0.3$
 - $R_m = 930\text{MPa}$
 - Nastratura composita nelle zone tra gli inserti (lay-up $+30^\circ/-30^\circ$)
 - $E_x = 189\text{GPa}$
 - $E_y = 52\text{GPa}$
 - $G_{xy} = 36\text{GPa}$
 - Nastratura composita sugli inserti (lay-up $+45^\circ/-45^\circ$)
 - $E_x = 111\text{GPa}$
 - $E_y = 111\text{GPa}$
 - $G_{xy} = 72\text{GPa}$

I valori delle proprietà meccaniche del laminato nelle direzioni x (longitudinale rispetto alla traiettoria dell’anello composito) e y (trasversale) sono stati ricavati dall’applicazione della TCL (teoria classica dei laminati) per la laminazione di tessuto unidirezionale in fibra di carbonio Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325. Le caratteristiche della lamina unidirezionale sono state ricavate sperimentalmente tramite caratterizzazione statica completa. Nel Capitolo 7 verranno descritte le modalità di esecuzione ed i risultati dei test, oltre alle motivazioni della scelta del materiale.

Per una descrizione completa del modello di calcolo ed un’approfondimento ulteriore dei risultati si faccia riferimento a [49].

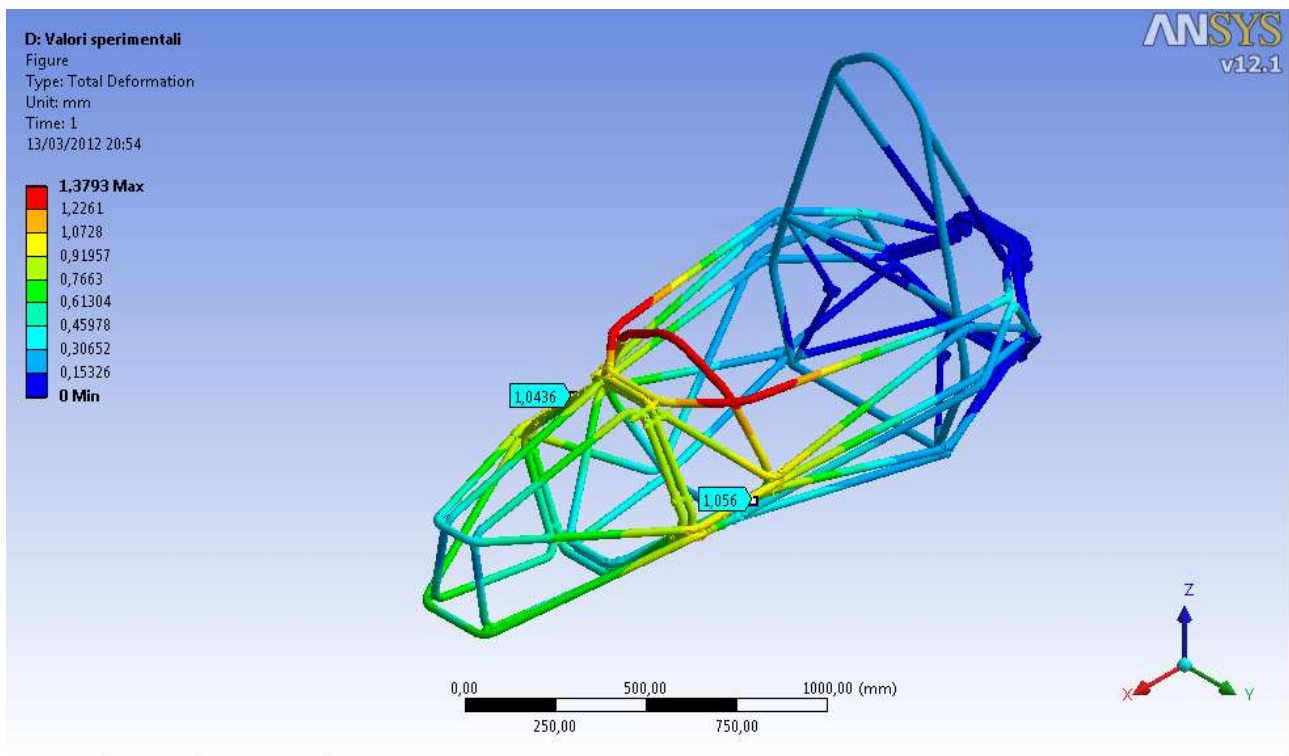


Fig. 5.4

Si riporta in Fig. ? l'andamento dell'angolo di rotazione in funzione della distanza dall'assale anteriore per telaio in acciaio 2009 e telaio innovativo in carbonio:

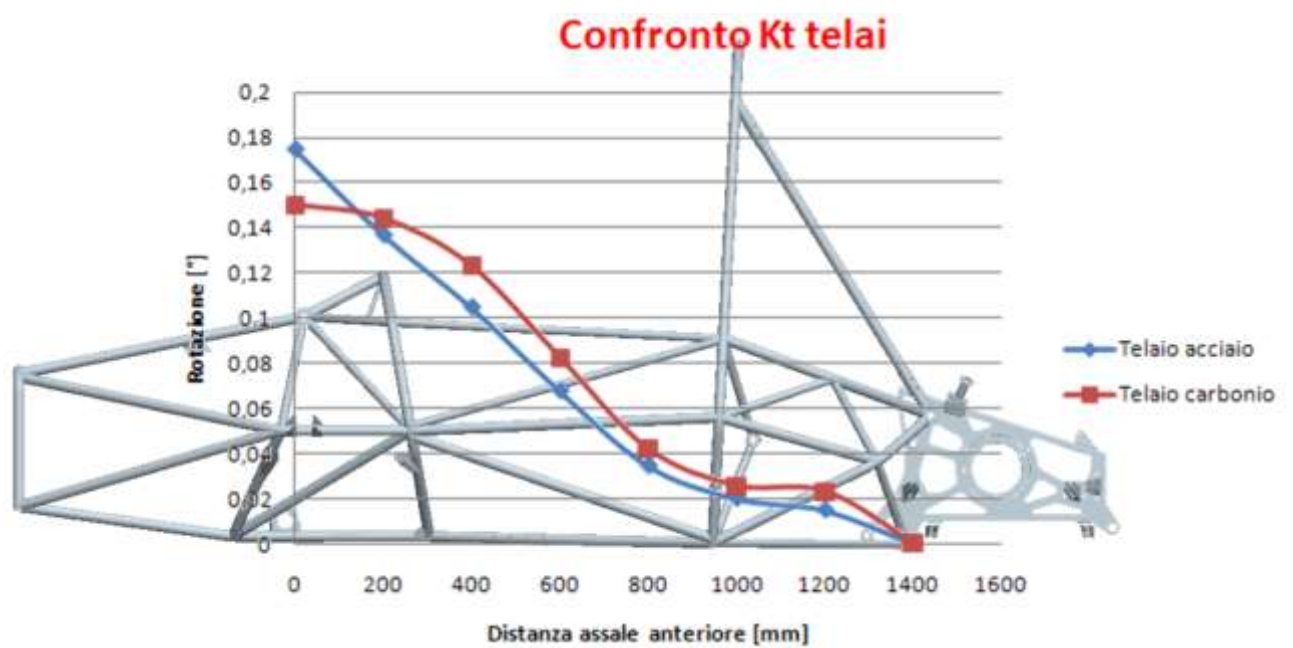


Fig. 5.5

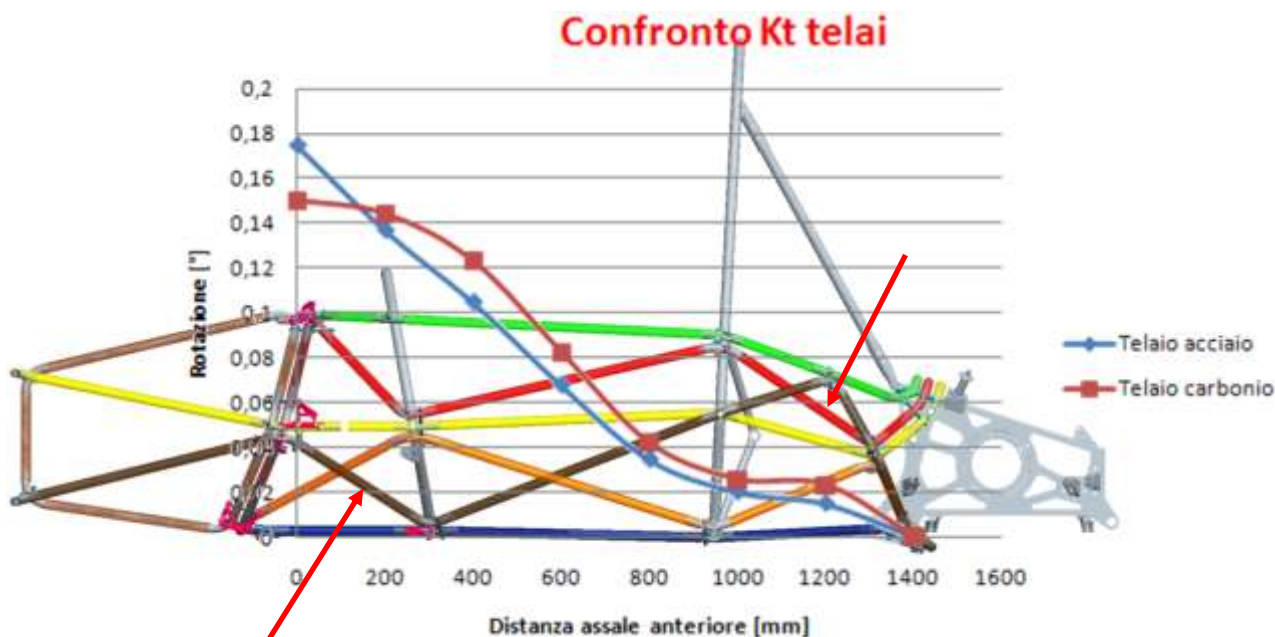


Fig. 5.6

Si evidenzia una globale rotazione minore del telaio innovativo, ma con un andamento meno costante della rigidità.

Si può osservare un aumento della rigidità in corrispondenza della zona motore e della zona sospensioni anteriore, che viene motivato con la presenza di una triangolazione supplementare rispetto al telaio in acciaio (evidenziate con frecce rosse) e con la presenza nella zona anteriore di un elevato infittimento di inserti e giunzioni causato dalla complessità geometrica della zona.

Il dimensionamento a pari rigidità dei singoli tubi tra carbonio e acciaio, e la distanza maggiore rispetto all'asse neutro di rotazione avevano fatto inizialmente presupporre l'ottenimento di una rigidità superiore del telaio di carbonio nella zona centrale. Le misure mostrano al contrario una minore rigidità in questa zona. Una più approfondita analisi [tesi gianni] ha messo in evidenza che il funzionamento "fuori nodo" delle triangolazioni nella zona centrale è elemento critico per il mantenimento delle caratteristiche di rigidità della struttura.

Si riportano i vantaggi globali in termini di aumento di rigidità e diminuzione di peso garantiti dal telaio innovativo rispetto al telaio in acciaio 2009:

| | Peso [Kg] | Rigidezza torsionale [Nm/grad] |
|-------------------------------|-------------|--------------------------------|
| Telaio in acciaio 2009 | 29 | 2863 (calcolo) |
| | | 2200 (sperimentale) |
| Telaio innovativo 2011 | 24,7 | 3330 |
| | | |
| VANTAGGIO [%] | 14,8 | 16,3 |

Tab. 5.1

Si può notare come il valore sperimentale di rigidezza torsionale totale del telaio in acciaio sia inferiore del 23% rispetto a quello numerico, probabilmente a causa della cedevolezza locale in corrispondenza delle zone saldate che è invece stata trascurata nel modello FEM.

5.2.1 Correzione del modello in base alla validazione sperimentale

A seguito delle prove meccaniche di validazione del modello (Paragrafo 6.2.2) è stata misurata una rigidezza longitudinale del laminato nastrato inferiore del 19% rispetto a quella determinabile in base alla teoria classica dei laminati utilizzando i valori del laminato classico caratterizzato in 6.2.1. Si è proceduto a rieseguire il calcolo torsionale che ha portato ad una diminuzione della rigidezza del 18.4%. Si riporta in Fig. 5.6 l'andamento della rotazione assoluta. Si ipotizza che il decadimento di caratteristiche meccaniche da laminato classico a laminato nastrato sia dovuto principalmente alla qualità del processo di laminazione in nastratura (eseguito personalmente).

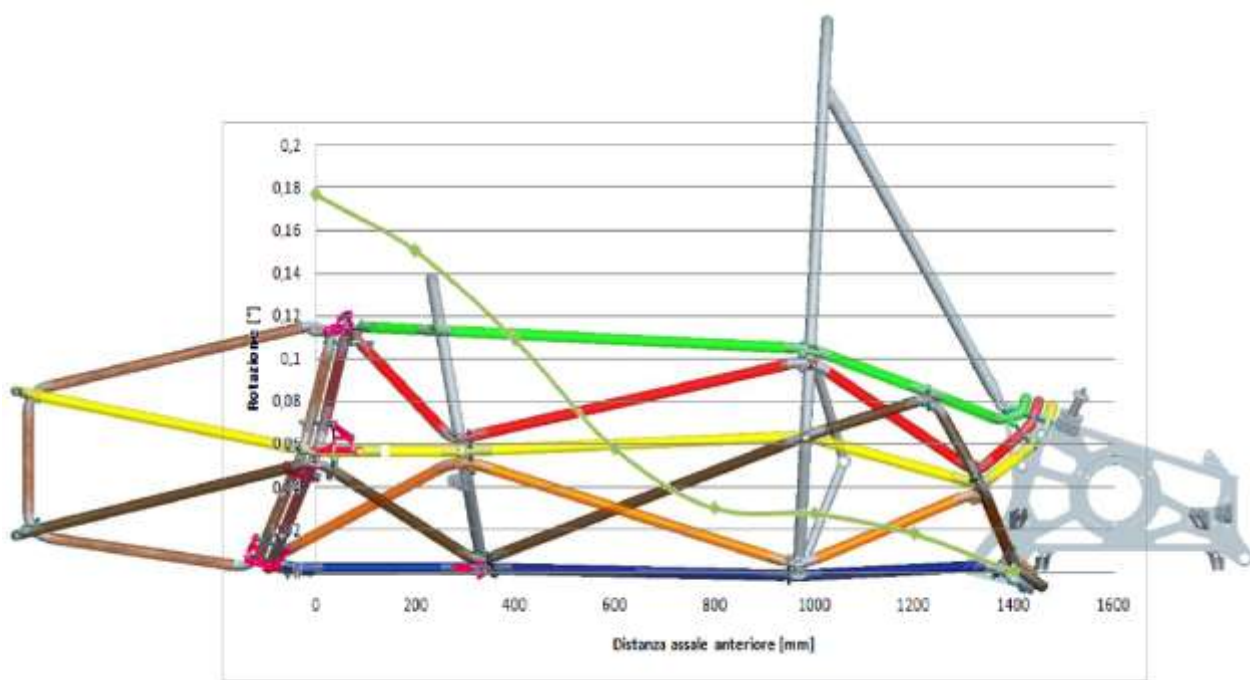


Fig. 5.6

Capitolo 6

VALIDAZIONE SPERIMENTALE DEL MODELLO

6.1 Caratterizzazione Sperimentale dei Materiali Compositi

6.1.1 Introduzione

La realizzazione di materiali compositi in matrice polimerica ha da sempre avuto come fondamento il processo di laminazione. L'unico processo basato su un principio di deposizione alternativo che negli anni ha conquistato il suo spazio nella realizzazione di corpi assialsimmetrici quali serbatoi ed alberi è stato il filament winding. Il mercato dei materiali compositi tutt'oggi si basa sul processo di

laminazione di rinforzi di tipo woven, come si può osservare dalla Tab. ? che riporta le quote di mercato in campo aerospaziale delle forme di rinforzo utilizzate lasciando ben poco spazio a materiali di tipo intrecciato o woven 3D.

| | |
|-------------------------|---------------|
| Woven | 90+% |
| Filament winding | 5% |
| Braided | <1% |
| Knit | <1% |
| Prepregs | (a) |

(a) Depends on prepreg manufacture and its market segment/product line

Tab 6.1 Mercato delle preforme, aerospace [50]

L'attenzione delle normative circa la caratterizzazione dei materiali compositi si è di conseguenza posta sullo studio delle proprietà del laminato classico, appoggiandosi sulla teoria classica dei laminati (TLC).

La caratterizzazione cosiddetta "classica" è quindi applicabile a tutti quei materiali compositi realizzati attraverso il processo di laminazione, e ad oggi costituisce un campo di indagine maturo e consolidato e trattato ampiamente in letteratura.

Lo studio delle proprietà meccaniche di corpi assialsimmetrici realizzati con la tecnologia di filament winding è anch'esso normato e consolidato, e appoggiandosi anch'esso sulla TLC si basa su prove sperimentali sostanzialmente diverse da quelle riservate a compositi laminati piani, a causa della natura curva dei provini estraibili dal pezzo assialsimmetrico.

Al contrario lo studio delle proprietà di materiali realizzati con tecnologie di braiding 3D, overbraiding, woven 3D ed in generale con tecniche di deposizione di rinforzo alternative, costituisce un campo di indagine ancora poco consolidato e la normativa vigente si appoggia alla caratterizzazione classica.

Le parti realizzate con quest'ultimo tipo di tecnologie, diverse da quelle di laminazione, sono di solito prodotti a cui si richiedono elevatissime performance strutturali in campi quale l'aerospaziale e l'aeronautico.

Per questo tipo di prodotti è quindi solita una procedura di caratterizzazione specifica per ogni tipo di sistema materiale-tecnologia magari diversa da azienda a azienda.

Nelle seguenti pagine si è svolta una trattazione della caratterizzazione classica dai punti di vista teorico, metodologico e sperimentale, riportando alcune annotazioni e riferimenti bibliografici anche sulla caratterizzazione di materiali innovativi.

6.1.1.1 *Proprietà meccaniche e fisiche di interesse del laminato classico*

Per la caratterizzazione delle proprietà meccaniche di un composito o lamina è necessaria la conoscenza delle 4 costanti elastiche (E_L , E_T , G_{LT} , ν_{LT}) e delle 5 resistenze (in trazione σ_{LU} , σ_{TU} in compressione σ'_{LU} , σ'_{TU} e a taglio nel piano τ_{LTU}). Altra grandezza caratterizzante nel caso di compositi laminati è la resistenza a taglio interlaminare. Per la determinazione di queste grandezze si carica il provino nel piano. Per quanto riguarda le proprietà a flessione è preferibile non ricavarle dalle prove a trazione, ma effettuare delle prove a flessione.

E' desiderabile che tutte le proprietà vengano determinate per un singolo strato o lamina del composito, per poi calcolare le proprietà del laminato. Considerazioni pratiche però sconsigliano la costruzione di provini con lamina singola, e per questo è necessario condurre test su provini multistrato ed usare la teoria approssimata della laminazione per ricondurre i risultati in termini di proprietà della lamina. Altre proprietà da valutare sono la resistenza a frattura e le proprietà di impatto.

Durante l'applicazione del carico nei materiali compositi il danneggiamento può iniziare già con carichi molto bassi, per poi crescere progressivamente fino alla frattura. L'influenza dell'accumulo del danno per la determinazione del comportamento stress-strain attuale è molto rilevante in relazione all'analisi e progettazione di componenti strutturali in materiale composito, e la identificazione e caratterizzazione dell'accumulo del danno è fondamentale.

Le procedure standard per le prove di caratterizzazione di materiali compositi sono riportate nelle norme ASTM (American Society for Testing and Materials).

6.1.1.2 Stato dell'arte della caratterizzazione di materiali compositi

Il primo e autorevole testo di riferimento per le prove di caratterizzazione e certificazione di materiali compositi avanzati è il multivolume U.S. Department of Defense (DoD) Composite Materials Handbook, Military Handbook 17 (MIL-HDBK 17). Tale risorsa viene continuamente aggiornata e ad oggi è resa disponibile al pubblico grazie ad una partnership con ASTM International. Iniziato negli anni 1950 raccogliendo informazioni sulla progettazione in materiali polimerici e fibra di vetro, nel 1988 il suo campo si restringe ai materiali fibrorinforzati in matrice polimerica. L'opera è costituita da 5 volumi che descrivono in maniera rigorosa l'approccio in campo aerospaziale per le prove e l'uso di materiali compositi in applicazioni strutturali, oggi si rivolge anche ad applicazioni industriali ed automotive in particolare.

6.1.1.3 Differenze tra la caratterizzazione di materiali compositi e materiali isotropi

Laboratori che sono qualificati nella caratterizzazione di materiali isotropi non è detto che lo siano automaticamente per materiali compositi. Le differenze tra i due tipi di materiali sono molteplici ed includono le seguenti:

Anisotropia del materiale

Una prova a trazione uniassiale, per esempio, non produce mai uno stato tensionale puramente uniassiale nell'intero provino; stati di tensione tridimensionali esistono sempre in corrispondenza di discontinuità e agli afferraggi. La combinazione di tensioni multiassiali e resistenze minori lungo le diverse direzioni porta a rotture premature o errate, le quali abbassano le proprietà misurate e aumentano la dispersione dei dati. E' necessaria grande attenzione nel disegno del provino e nella realizzazione del test.

Modalità di rottura complicate e non intuitive

Prove realizzate correttamente dovrebbero portare a modalità di rottura previste, delle quali si vuole studiare la natura. Ma in alcune prove sono possibili diverse modalità di rottura, anche se eseguite correttamente. Alcune modalità di rottura possono essere catastrofiche (quale è quella del test a trazione uniassiale) e l'osservazione della geometria e delle caratteristiche del cedimento può evidenziare problemi nella realizzazione della prova o nella preparazione del provino. Per altri test, quali per esempio prove in compressione, è difficile pensare che sia stata realizzata in modo corretto solamente dall'osservazione macroscopica della frattura.

Inomogeneità non intenzionali

Al contrario della maggior parte dei materiali isotropi che vengono prodotti in semilavorati e poi formati per ottenere il prodotto finito, la maggior parte dei materiali compositi è consolidato nella forma finale del materiale allo stesso tempo in cui il prodotto finale è prodotto. Ciò introduce variabili aggiuntive al processo e al materiale. Per esempio variazioni locali di frazione in volume di fibra sono comuni, specialmente in corrispondenza di spigoli e raggi. Cambiamenti di orientazione di fibra sono altri esempi di disomogeneità non intenzionale, per esempio un tessuto che dovrebbe avere orientazione 0-90°, in corrispondenza del drappaggio di superfici complesse potrà subire elevatissime variazioni di orientazione dei due intrecci.

Sensibilità dei costituenti alle condizioni ambientali

Soprattutto per quanto riguarda l'umidità.

6.1.1.4 Approccio Building-Block per la validazione strutturale di parti in materiale composito

Il processo generico di validazione strutturale è definito in MIL-HDBK 17 "structural substantiation". La presenza di numerose variabili in gioco nella effettuazione dei

test, combinata con la grande dispersione di dati che implicano i test standard portano ad una diffusa sfiducia nella realizzazione della validazione strutturale che si basi solamente sull'analisi.

Più spesso è utilizzata una combinazione di analisi e prove, nei quali i risultati di una vadano a validare l'altra. Questo approccio è definito approccio "building-block" di sviluppo del testing.

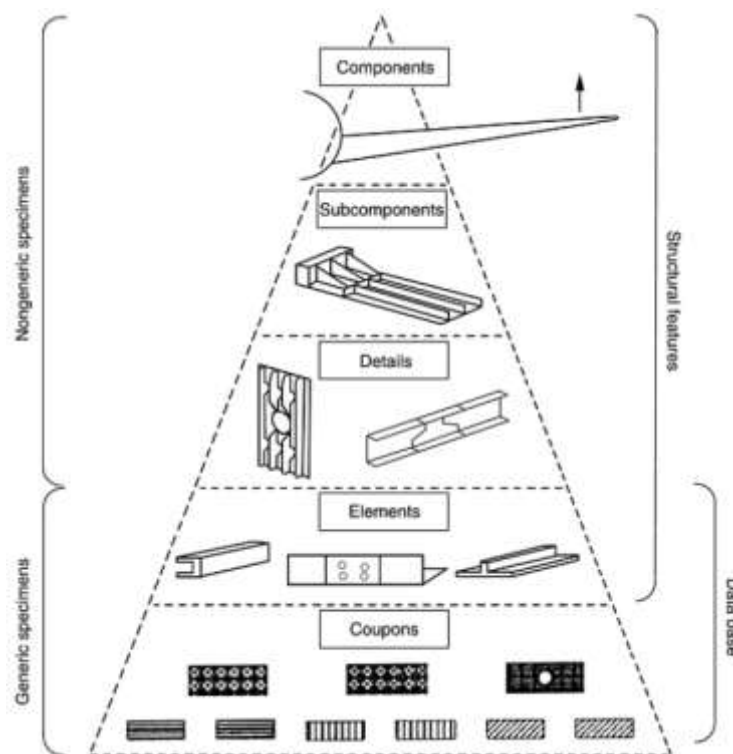


Fig. 6.1 *Piramide building-block*

La piramide in Fig. 1 illustra il concetto di approccio building-block. Ai livelli inferiori vengono determinate le proprietà di base dei materiali realizzando una grande quantità di prove su provini. Ad ogni livello successivo progressivamente vengono costruite e testate strutture più complicate mentre i modi di rottura ed i carichi relativi vengono predetti in base alle analisi effettuate ai livelli inferiori. Al crescere della complessità delle strutture, il numero di repliche (stessi provini alle stesse condizioni) ed il numero di condizioni di prova vengono ridotte. Al culmine della piramide si trova la singola prova sul componente in full-scale.

Le prove relative agli alti livelli non sono quasi mai realizzate alle peggiori condizioni ambientali possibili. I dati ottenuti dai livelli inferiori possono essere utilizzati per ottenere dei valori di compensazione per le diverse condizioni di prova, che possono essere applicati ai carichi delle prove ai livelli superiori, ad esempio per quanto riguarda elevate temperature. In modo simile altri test di basso livello possono fornire informazioni utili per quanto riguarda il comportamento a fatica e valori di compensazione per le prove a più alto livello.

L'approccio building-block può essere riassunto nei seguenti passaggi:

- Procurarsi e processare materiali secondo specifiche che includano controllo delle proprietà fisiche dei costituenti, prepreg, lamine e laminati.
- Determinazione multibatch delle proprietà dei materiali a livello di lamina e laminato, calcolo dei valori statistici di base.
- In base al disegno della parte ed ai dati ricavati selezionare aree critiche e progettare le caratteristiche delle successive prove.
- Per ogni tipo di prova determinare la combinazione di carichi/condizioni che si prevede portino ad un certo tipo di modo di rottura. Speciale attenzione deve essere data ai modi di rottura per i quali la matrice è più sensibile (quali compressione, taglio out-of-plane, e linee di incollaggio) e potenziali "punti caldi" causati dalla presenza di carichi out-of-plane.
- Progettare e provare una serie di provini, ognuno dei quali simuli una singola modalità di rottura e condizione di carico/condizioni. Confrontare i risultati dei test con le previsioni analitiche ed aggiustare i modelli di analisi o la progettazione dei provini se necessario.
- Condurre prove a complessità crescente per la valutazione di situazioni di carico complesse con la possibilità di rotture secondo più modalità potenziali. Confronto delle previsioni analitiche e correzione dei modelli di analisi se necessario.

-
- Condurre, se richiesto, prove statiche e a fatica del componente full-scale per la validazione finale delle azioni interne e dell'integrità strutturale. Confronto con le previsioni da analisi.

Livelli building-block

All'inizio della processo di pianificazione delle prove devono essere prese delle decisioni circa quali livelli testare e quale importanza dare ai singoli livelli. I fattori decisionali comprendono processi di fabbricazione, applicazioni strutturali, consuetudini aziendali, necessità di certificazioni. Mentre per alcune applicazioni è sufficiente un solo livello di testing (per esempio strutture filament-wound non strutturalmente critiche caricate solamente a trazione), la maggior parte delle applicazioni richiedono almeno due livelli di testing, ed è molto frequente la necessità di usarne tre o più.

6.1.1.5 Test del materiale

Costituenti

Test per la valutazione delle proprietà fisiche di singole fibre, forme di fibra, materiali di matrice, e preforme fibra-matrice. Le proprietà fondamentali da valutare sono densità, resistenza a trazione e modulo elastico, secondo le normative ASTM Standard.

Lamina

Test per la determinazione delle proprietà dell'insieme di fibra e matrice nella forma di materiale composito (unidirezionale o meno). Le prove per la caratterizzazione dei preimpregnati sono incluse in questo livello, anche se possono anche essere incluse nel livello dei costituenti o in un livello a sè stante. Le proprietà fondamentali sotto studio sono frazioni in volume e peso di fibra, matrice, vuoto, spessore degli strati in cui è avvenuto il trattamento di polimerizzazione, resistenze a trazione e moduli

elastici, resistenze a compressione e moduli elastici a compressione, resistenza a taglio e moduli elastici tangenziali. Anche la resistenza a rottura interlaminare è studiata in questo livello, anche se può essere provata anche a livello di laminato.

In funzione delle filosofie progettuali e di analisi il livello di lamina può essere considerato o come la fonte primaria di informazioni a livello strutturale, o soprattutto come supporto per la conferma e correlazione dell'analisi con i test di livello superiore.

Laminato

Test per la determinazione della risposta del materiale composito in date orientazioni del laminato. Le proprietà fondamentali sotto studio includono la resistenza a trazione del laminato e moduli elastici, resistenza a compressione del laminato e moduli elastici, resistenza a rottura interlaminare e resistenza a fatica. In funzione delle filosofie progettuali questo livello può concentrarsi sulla validazione dell'analisi fatta a livello di lamina per predire le proprietà del laminato, o può essere fonte primaria di informazioni per la pratica progettuale.

6.1.1.6 Prove delle feature strutturali

Prove degli elementi strutturali

Questo livello valuta la capacità del materiale di tollerare comuni discontinuità del laminato e le capacità del metodo di analisi di prevederne la risposta. Le proprietà fondamentali includono la resistenza a trazione di provini in presenza di fori aperti o chiusi, resistenza a compressione di provini in presenza di fori aperti o chiusi, resistenza a compressione dopo impatto e resistenza delle giunzioni.

Prove di dettaglio

Discontinuità più complicate e generiche sono valutate in provini speciali di dettaglio strutturale progettati per riprodurre molti dei comportamenti di configurazioni strutturali che producano stati tensionali tridimensionali.

Prove di sub componenti

A questi livelli l'enfasi inizia a spostarsi dall'attenzione sulla singola modalità di rottura alla valutazione generale del comportamento della struttura. Un subcomponente da provare può essere realizzato dalla linea produttiva dedicata o può essere un pezzo di apposita progettazione che includa un certo numero di caratteristiche del tipico subcomponente di interesse.

Prove del componente full/scale

I più alti livelli si occupano di osservare il comportamento e le modalità di rottura di assemblaggi strutturali sempre più complessi. Tipicamente vengono usati i dati provenienti dai livelli inferiori per semplificare le caratteristiche di caricamento e condizioni delle prove.

6.1.2 Misurazione delle proprietà fisiche

6.1.2.1 Densità

- ASTM Standard D792-00

La determinazione della densità avviene attraverso la misurazione del peso in acqua w_w e in aria w_a di un provino. La densità è ricavabile attraverso la relazione:

$$\rho_c = \frac{w_a}{w_a - w_w}$$

6.1.2.2 Frazioni in peso e volume dei costituenti

Frazione in peso

- ASTM Standard D3171-99

Una volta pesato il provino è necessario rimuovere la matrice o tramite dissoluzione chimica (matrix-dissolution method) o tramite combustione (combustion method),

per poi pesare la fibra che è rimasta intaccata. Per la combustion method vedere anche ASTM Standard D2584-02.

Frazione in volume

Si ricava dalle frazioni in peso secondo la teoria. E' richiesta la conoscenza della densità dei costituenti e la misurazione della frazione in volume di vuoto. Per compositi unidirezionali la frazione in volume di fibra può anche essere misurata otticamente tramite l'analisi al microscopio di una sezione trasversale.

Frazione in volume di vuoto

- ASTM Standard D2734-94

Dalla misurazione della densità sperimentale del composito ρ_{ce} e dal calcolo della densità teorica (senza vuoti) secondo teoria ret si determina la frazione in volume di vuoto:

$$V_v = \frac{\rho_a - \rho_{ce}}{\rho_a}$$

6.1.2.3 Coefficienti di espansione termica

Come noto un composito unidirezionale presenta due coefficienti di espansione termica α_L e α_T . Si utilizza un provino 50mm x 50mm composto da 8 plies. Riscaldamento in forno con rampe di temperatura note e misurazione degli allungamenti permettono la determinazione dei due coefficienti. Non esiste una norma specifica per i materiali compositi, vengono utilizzate le:

- ASTM Standard E289-04 ed E831-03

Assorbimento di umidità e diffusività

-
- ASTM Standard D5229/D5229M-92 (reapproved 1998)

Coefficienti di espansione all'umidità

- ASTM Standard D5229/D5229M-92 (reapproved 1998)

6.1.3 Misurazione delle proprietà meccaniche

6.1.3.1 Introduzione

L'uso di materiali compositi continua ad intensificarsi e crescere in termini di maggiori prestazioni, nuove tecnologie produttive e richieste di durabilità, portando i progettisti strutturali verso maggiori livelli di efficienza. A causa del fatto che i materiali compositi intrinsecamente comportino un grande numero di variabili di progetto, l'uso di metodi analitici per la validazione del progetto è molto importante. Sfortunatamente i modelli analitici non sono ancora in grado di prevedere il comportamento di una struttura full-scale dalle sole proprietà della lamina, in quanto le problematiche di trasferimento delle proprietà lamina-laminato-componente (quali effetti di curvature, smagliamento del rinforzo, raggrinzamenti ecc.) sono difficilmente modellabili. E' perciò tipicamente necessario validare tutti gli stadi della progettazione, dal provino di lamina e laminato al componente fino all'intera struttura full-scale.

In questo paragrafo vengono espone le linee generali riguardanti il test meccanico delle proprietà di lamina e laminato . A causa della varietà dei materiali compositi correntemente in uso, i metodi di test qui discussi non sono appropriati per tutti i materiali. Un approfondimento di questo tema è trovabile in [22].

Nell'industria dei materiali compositi vengono utilizzati numerosi metodi di test di vari gradi di standardizzazione. In questo paragrafo si descrivono solo quelli di maggiore accettazione; gli standard di riferimento per la caratterizzazione delle

proprietà meccaniche di lamina e laminato sono riportate in Tab. 2. Si riportano standard ASTM o industriali che devono essere consultati in modo tale da giudicare la maggiore appropriatezza alla valutazione delle proprietà del dato materiale.

| Designation | Title |
|--------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ASTM standards ^(a) | |
| C 393 | Standard Test Method for Flexural Properties of Sandwich Constructions |
| D 638 | Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics |
| D 695 | Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics |
| D 790 | Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials |
| D 2344 | Standard Test Method for Apparent Interlaminar Shear Strength of Parallel Fiber Composites by Short-Beam Method |
| D 3039/D 3039M | Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer-Matrix Composites |
| D 3410 | Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer-Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading |
| D 3479 | Standard Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer-Matrix Composite Materials |
| D 3518/D 3518M | Standard Practice for In-Plane Shear Response of Polymer-Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate |
| D 3846 | Test Method for In-Plane Shear Strength of Reinforced Plastics |
| D 4255 | Standard Guide for Testing In-Plane Shear Properties of Composite Laminates. |
| D 5379 | Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method |
| D 5467 | Standard Test Method for Compressive Properties of Unidirectional Polymer-Matrix Composite Materials Using a Sandwich Beam |
| D 5528 | Standard Test Methods for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composites |
| D 6415 | Standard Test Method for Measuring the Curved Beam Strength of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite |
| ISO standard ^(b) | |
| 527 | Plastics—Determination of Tensile Properties |
| SACMA standards ^(c) | |
| SRM 1 | Compressive Properties of Oriented Fiber-Resin Composites |
| SRM 4 | Tensile Properties of Oriented Fiber-Resin Composites |
| SRM 6 | Compressive Properties of Oriented Cross-Plied Fiber-Resin Composites |
| SRM 7 | In-Plane Shear Stress-Strain Properties of Oriented Fiber-Resin Composites |
| SRM 8R-94 | Apparent Interlaminar Shear Strength of Oriented Fiber-Resin Composites by the Short-Beam Method |
| SRM 9 | Tensile Properties of Oriented Cross-Plied Fiber-Resin Composites |

(a) Published in the *Annual Book of ASTM Standards*, American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, PA.

(b) Published by the International Organization for Standardization, Geneva, Switzerland. Available in the United States from the American National Standards Institute (ANSI), New York, NY.

(c) Published by the Suppliers of Advanced Composite Materials Association (SACMA), Arlington, VA. These standards are no longer maintained.

Tab 6.2 : Standard selezionati per il testing meccanico di lamina e laminato

Riportiamo un breve schema riguardante le normative sopra menzionate in riferimento alle proprietà elastiche e di resistenza determinabili:

Test Methods for Mechanical Characterization of Unidirectional Lamina

| Test (ASTM Standard) | Specimen Configuration | Elastic Properties | Strength Parameters |
|----------------------------------------------------------------------------|------------------------|-----------------------------------|-------------------------------|
| Longitudinal Tension (D3039M-00) | | E_1, ν_{12} | F_{1t}, ϵ_{1t}^u |
| Transverse Tension (D3039M-00) | | E_2, ν_{21} | F_{2t}, ϵ_{2t}^u |
| Longitudinal Compression (D3410M-03) (C364-99) (C393-00) | | E_1 | F_{1c}, ϵ_{1c}^u |
| Transverse Compression (D3410M-03) (C364-99) (C393-00) | | E_2 | F_{2c}, ϵ_{2c}^u |
| In-Plane Shear D3518M-94 (2001) D4258M-01 | | G_{12} | F_6, γ_6^u |
| Interlaminar Shear (for quality assessment) (D2344M-00) D3846-02) | | | F_5 |
| Through-thickness Tension | | E_3 ν_{31} ν_{32} | F_{3t} ϵ_{3t}^u |
| Through-thickness Compression | | E_3 | F_{3c} ϵ_{3c}^u |
| Through-thickness Shear | | G_{13} G_{23} | F_5 F_4 |

Tab 6.3

Si riportano le curve tensione-deformazione per un laminato carbon-epoxy (T300/N5208) nelle Figs. 2-7.

Le curve per laminati unidirezionali in trazione e compressione sono lineari fino alla rottura (Fig. 2, 3) in quanto il fenomeno è controllato dal comportamento fragile delle fibre. La curva relativa al caricamento a taglio nel piano (Fig. 4) è non lineare in quanto è dominata dalle proprietà della matrice. Nella direzione trasversale la curva a trazione (Fig. 5) è lineare, mentre la curva in compressione (Fig. 6) non lo è perché si può prolungare per elevati valori di deformazione. Le curve di trazione e compressione di laminato $[\pm 45]$ (Fig. 7) sono non lineari a causa del fatto che la matrice è dominante quando lo stress applicato non è nella direzione delle fibre.

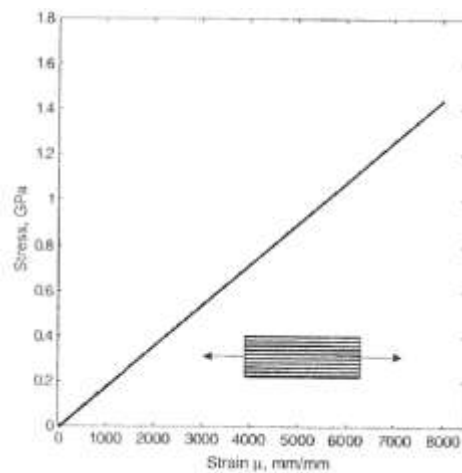


Fig. 6.2: *Curva tensione-deformazione per trazione longitudinale di laminato unidirezionale fibra di carbonio T300 in resina epossidica*

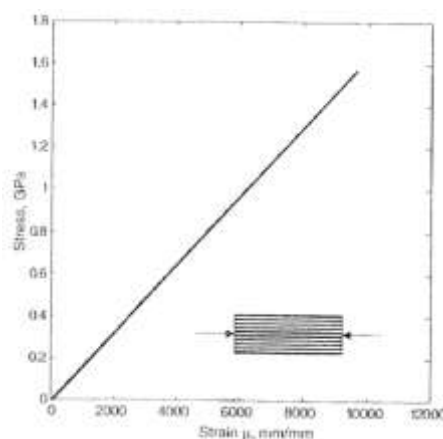


Fig. 6.3: *Curva tensione-deformazione per compressione longitudinale di laminato unidirezionale fibra di carbonio T300 in resina epossidica*

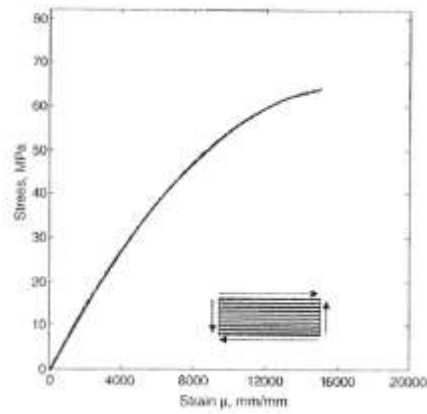


Fig. 6.4: *Curva tensione-deformazione per taglio nel piano di laminato unidirezionale fibra di carbonio T300 in resina epossidica*

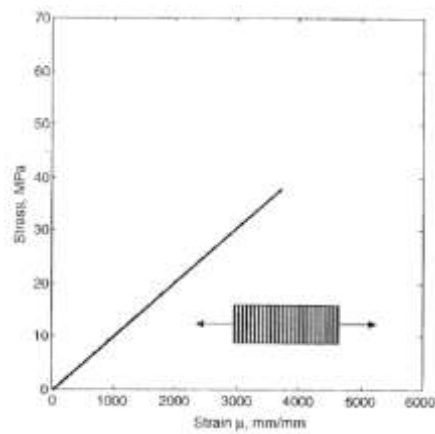


Fig. 6.5: *Curva tensione-deformazione per trazione trasversale di laminato unidirezionale fibra di carbonio T300 in resina epossidica*

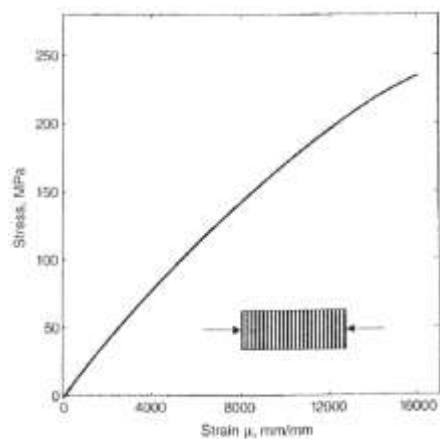


Fig. 6.6: *Curva tensione-deformazione per compressione trasversale di laminato unidirezionale fibra di carbonio T300 in resina epossidica*

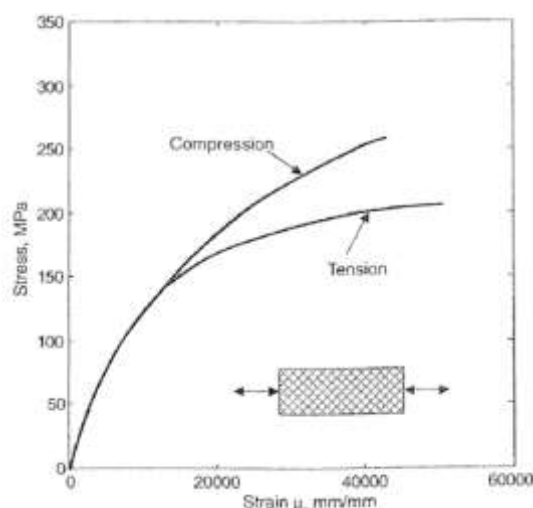


Fig. 6.7: *Curva tensione-deformazione per trazione e compressione di laminato $[\pm 45]$ grafite-epoxy*

Analisi dei modi di cedimento

Una volta scelta la prova meccanica di resistenza da realizzare, l'importanza di ottenere un proprio modo di rottura non deve essere sovraenfaticato. Mentre definizioni universali di "proprio" e di "valido" non possono essere stabilite per la maggior parte dei test meccanici, una rigorosa valutazione dei modi di rottura è critica per ogni tipo di analisi dei dati dalle prove. I modi di rottura devono essere riportati ed identificati in modo tale da rendere confrontabili dati provenienti da diverse fonti. I dati devono essere scartati in occasione del verificarsi di modi di rottura inaccettabili. Nell'effettuare prove meccaniche su compositi è quindi importante avere a disposizione documentazioni esaurienti circa i diversi modi di rottura che si possono verificare.

Considerazione attenta deve essere posta poi all'applicabilità di un dato test standard al materiale da valutare. Qualora un metodo di prova porti a modi di rottura inaccettabili, essa deve essere ripetuta utilizzando modalità diverse adatte al materiale in questione.

6.1.3.2 Proprietà in Trazione

- ASTM Standard D3039/D3039M-00

La prova statica a trazione uniassiale è la prova più semplice e più utilizzata per la determinazione delle principali proprietà meccaniche. Esistono diverse tipologie di provini e connessione alle mordacchie, la combinazione migliore è quella con provino straight-sided (cioè dritto senza raccordi ad osso di cane) con end tabs e connessione di tipo serrated-jaw-type (cioè provino integro serrato in mordacchia e non forato e imbullonato).

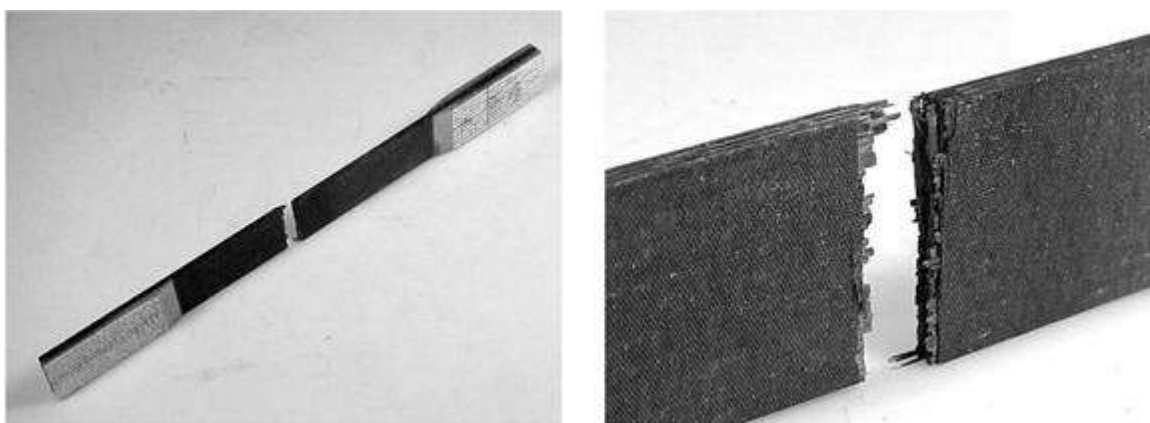


Fig. 6.8

La norma raccomanda che il provino con fibre parallele alla direzione di applicazione del carico sia largo 12.7 mm e che sia costituito da 6-8 strati, mentre il provino con fibre perpendicolari alla direzione del carico sia largo 25.4 mm e sia costituito da 8-16 strati. La lunghezza della parte di provino sotto prova è di 153 mm. L'acquisizione dati consiste nella misura del carico applicato e dello spostamento nelle direzioni parallela e perpendicolare al carico. Lo spostamento può essere misurato o per mezzo di estensometri o per mezzo di estensimetri. E' possibile tracciare facilmente la curva tensione-deformazione. Se il carico è applicato nella direzione longitudinale, la pendenza iniziale della curva rappresenta EL. Allo stesso modo ET può essere determinato

applicando il carico lungo la direzione trasversale. σ_{LU} e σ_{TU} vengono determinate dalla conoscenza del carico a rottura nei due casi. v_{LT} è determinato dalla misura delle deformazioni parallele e perpendicolari durante il caricamento longitudinale.

A causa della geometria senza restringimenti di sezione il provino straight-sided non presenta concentrazioni geometriche di tensione e per questo il cedimento può avvenire anche in corrispondenza della fine dei tabs o delle grips. Mentre questi tipi di cedimento non devono necessariamente essere considerati inaccettabili, grande attenzione deve essere posta alla valutazione dei dati riguardanti irrealistici valori di resistenza troppo bassi risultanti da tabs che distribuiscano in modo scorretto il carico o afferraggi troppo invasivi.

Problema del disallineamento

Disallineamenti di pochi gradi tra direzione di applicazione del carico e direzione principale delle fibre causa elevate sottostime dei valori di modulo elastico e resistenza.

Trasferimento del carico tra end tabs e laminato

E' necessario che i ringrossi d'estremità siano molto lunghi e sia utilizzato un buon adesivo per poter ripartire, nel modo più uniforme possibile, il carico che si trasmette a taglio tra tabs e provino. Il disegno dell'estremità dei ringrossi d'estremità rimane sostanzialmente tutt'oggi un'attività non normata, e interfacce impropriamente progettate e realizzate produrranno bassa resistenza del provino. Recenti pubblicazioni dimostrano come il successo di un progetto di un ringrosso d'estremità sia dipendente in maniera maggiore dall'utilizzo di un adesivo duttile piuttosto che dal tab angle. La maggiore criticità nella realizzazione di provini con tab è quindi la scelta dell'adesivo adatto, che deve essere sufficientemente duttile per poter ridistribuire il più uniformemente possibile gli sforzi tangenziali.

Problemi relativi all'insorgere di stati di tensione-deformazione fuori asse e problemi di estremità

Anche se è possibile ottenere le costanti elastiche per ogni direzione arbitraria off-axis attraverso le equazioni di trasformazione, è preferibile ottenere le costanti elastiche e le resistenze off-axis conducendo test su provini nei quali le fibre sono orientate con angoli diversi da 0° o 90° rispetto alla direzione di applicazione del carico. L'attuazione di test off-axis richiede grande attenzione in quanto l'accoppiamento di stress normale e tangenziale rende molto difficile ottenere stati di tensione- deformazione uniformi.

Il problema può essere ben illustrato parlando del problema dello stato tensionale deformativo nelle zone vicine alla fine dei provini. Se l'estremità è bloccata si produce nelle sue vicinanze lo stato di deformazione

$$\varepsilon_x \neq 0, \varepsilon_y = \gamma_{xy} = 0$$

le condizioni al contorno per la parte terminale afferrata sono:

$$\sigma_x \neq 0, \tau_{xy} \neq 0$$

Dalle equazioni della teoria delle lamine ortotrope si evince come il rapporto σ_x / ε_x non rappresenti E_x , ma \bar{Q}_{11} , e per questo motivo E_x non può essere valutato dalle equazioni

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \nu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y} - m_x \frac{\tau_{xy}}{E_L}$$

$$\varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \nu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x} - m_y \frac{\tau_{xy}}{E_L}$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}} - m_x \frac{\sigma_x}{E_L} - m_y \frac{\sigma_y}{E_L}$$

perché non è noto il valore di τ_{xy} . Questa problematica del condurre test off-axis è superata o utilizzando provini molto lunghi (relativamente alla larghezza) o rendendo le estremità libere di ruotare nel piano del provino. In provini lunghi e con estremità libere di ruotare è presente lo stato di tensione uniassiale:

$$\sigma_x \neq 0, \sigma_y = \tau_{xy} = 0$$

E le equazioni

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x}$$

$$\varepsilon_y = -\nu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x}$$

$$\gamma_{xy} = -m_x \frac{\sigma_x}{E_L}$$

danno lo stato deformativo. Quindi misurando ε_x , ε_y , e γ_{xy} è possibile valutare E_x e ν_{xy} come anche m_x se E_L fosse già noto.

Altri importanti fattori che influiscono fortemente sullo stato tensionale sotto osservazione sono la preparazione e le tolleranze di lavorazione del provino.

Utilizzo di provini sandwich

E' possibile utilizzare provini sandwich beam sottoposti a flessione nei quali uno strato sottile di materiale composito è incollato sopra e sotto ad uno spesso substrato di anima a nido d'ape di alluminio. Un singolo provino può essere utilizzato per determinare le proprietà sia in trazione che in compressione.

Caratterizzazione di parti realizzate in filament winding

- ASTM Standard D2290

Per la caratterizzazione di parti realizzate in filament winding la caratterizzazione mediante provini realizzati in hand lay-up non è realistica. Si eseguono quindi prove su provini tubolari filament-wound.

Problematica della caratterizzazione di materiali compositi realizzate con tecnologie particolari

Per parti realizzate con tecnologie quali quelle di posizionamento di rinforzo di tipo continuo (FW, Braiding, Pullwinding ecc) la caratterizzazione del materiale è molto complessa, e merita approfondimenti ulteriori.

6.1.3.3 *Proprietà in Compressione*

Attrezzature e prove

Anche se la risposta a carichi di compressione di materiali compositi è stata studiata fin dagli anni '60, ancora oggi esistono numerosi metodi per le prove a compressione ed il consenso circa quale sia il più raccomandato non è univoco. Prove a compressione sono condotte per la valutazione di modulo elastico a compressione (che nella pratica progettuale si pone solitamente uguale a quello in trazione), modulo di Poisson (usualmente uguale a quello determinato in trazione) e tensione di rottura nei casi di caricamento longitudinale e trasversale (σ'_{LU} e σ'_{TU}).

Queste proprietà sono determinate attraverso l'uso di test fixturing che sono tipicamente progettate per essere fabbricate e utilizzate nel modo più semplice possibile, tali che minimizzino concentrazioni di stress, e che inducano stati di tensione monoassiale uniforme lungo la sezione del provino.

La prova a caricamento uniassiale in compressione è intrinsecamente influenzata dal test fixturing. Sufficienti vincolamenti devono essere realizzati per evitare modalità di rottura indesiderate quali l'insorgere di fenomeni di buckling. Per evitare ciò piuttosto che utilizzare supporti laterali è consigliabile utilizzare provini tozzi. Un secondo problema è quello di cedimenti prematuri alle estremità per sfrangiamento,

che possono essere evitati annegando le estremità in polimeri o in metalli dal basso punto di fusione. Un altro metodo per risolvere il problema dello sfrangiamento è l'afferraggio delle estremità. D'altro canto l'esperienza sperimentale riportata in letteratura insegna anche che una guida eccessivamente vincolata del provino comporta tensioni di rottura artificialmente alte. Per questa ragione il consenso su quale sia il metodo di test migliore non è ancora raggiunto ed esistono sostanziali differenze di opinione su quale sia la strada più appropriata per l'effettuazione di test a compressione per un dato materiale.

I metodi di test a compressione possono essere distinti in tre grandi categorie, in funzione del modo col quale viene caricato il provino:

1. Shear-Loaded
2. End-Loaded
3. Sandwich-Beam test

Shear-loaded

- ASTM Standard D3410/D3410M-03

Il metodo di prova a compressione per caricamento a taglio più utilizzato è quello normato dalla norma ASTM D 3410. Questo metodo include il test fixture Celanese (method A) e l'Illinois Institute of Technology Research Institute (IITRI) test fixture (method B) (Fig. 9, 10).

Il metodo A (Celanese test fixture) è stato progressivamente abbandonato per la difficoltà realizzativa dei test.

I dati ottenuti dal metodo B (IITRI test fixture) sono di elevata qualità, e per questo sono considerati usualmente standard di confronto. Gli svantaggi maggiori sono gli elevati ingombri, la difficile movimentazione e l'elevato costo di fabbricazione dell'attrezzatura. La difficoltà costruttiva e l'elevata influenza che le tolleranze di

lavorazione hanno sui risultati possono diventare criticità importanti nella valutazione di una sua scelta

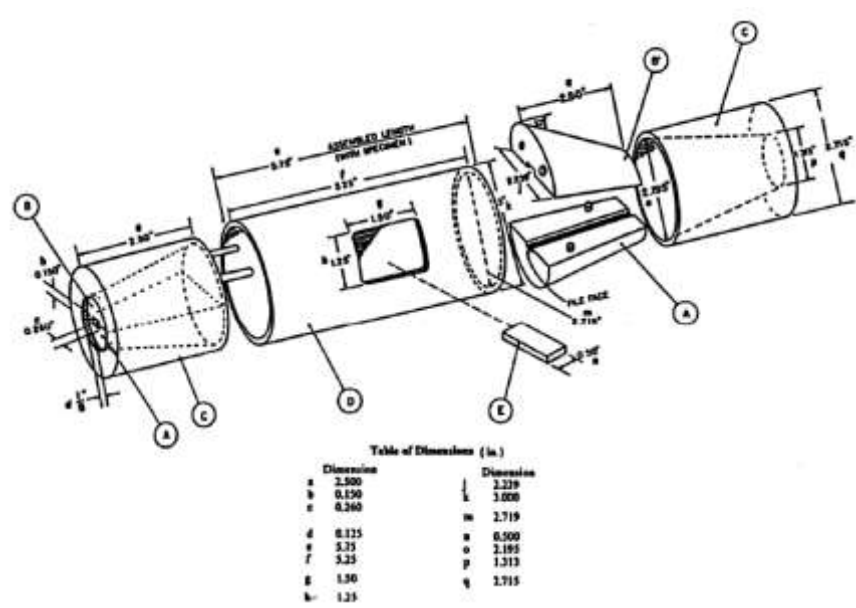


Fig. 6.9: Celanese test fixture

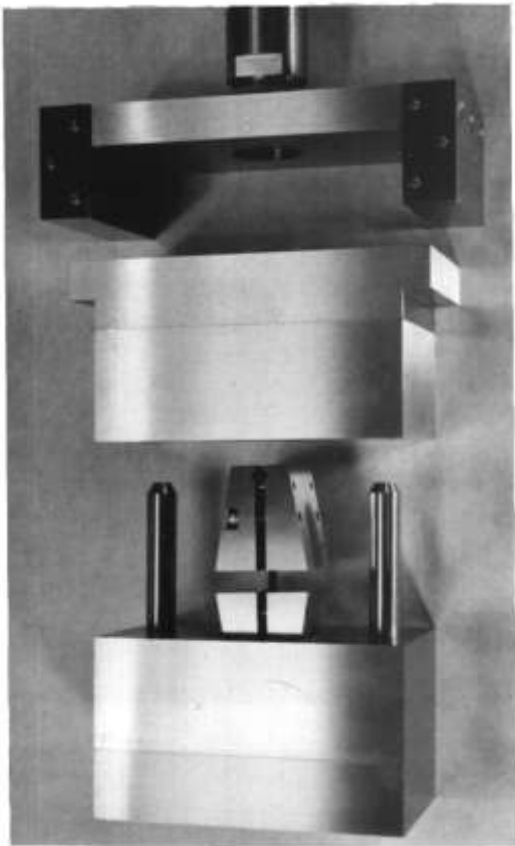


Fig. 6.10: IITRI test fixture

End-loaded

- ASTM Standard D695 (for Rigid Plastics)

Diversi fattori rendono il test fixture modified D 695 una scelta non adatta per la caratterizzazione a compressione di materiali compositi: la necessità di separare le prove di determinazione del modulo elastico e della resistenza a rottura e l'incapacità di ottenere una curva completa tensione-deformazione a causa del fatto di non avere spazio per il montaggio di estensimetri (gage section = 4.76 mm).

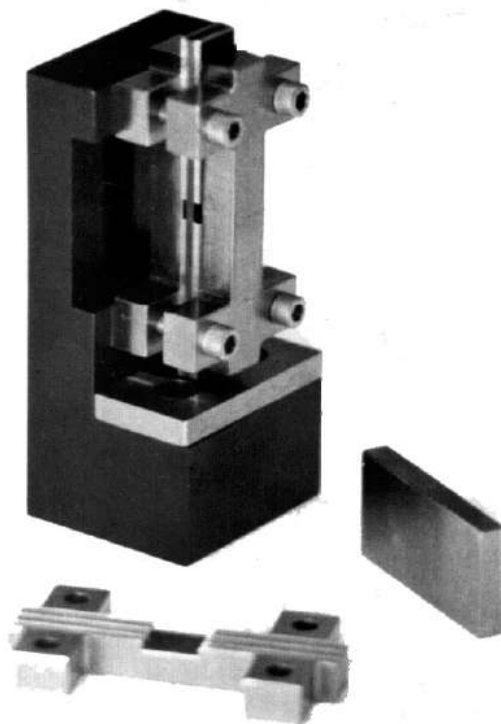


Fig. 6.11: D 695 test fixture

- ASTM Standard D6641/D6641M-01 (Combined Loading Compression CLC Test Fixture)

Recenti studi hanno dimostrato la superiorità circa diversi aspetti del metodo di test a compressione denominato Combined Loading Compression (CLC) (Fig. 164, 165), il principio di funzionamento del quale si basa sul caricamento del provino attraverso

una combinazione di carico di taglio e carico di compressione alle estremità, facendo sì che il test CLC si ponga nella classificazione dei metodi tra l'IITRI e il modified D
695

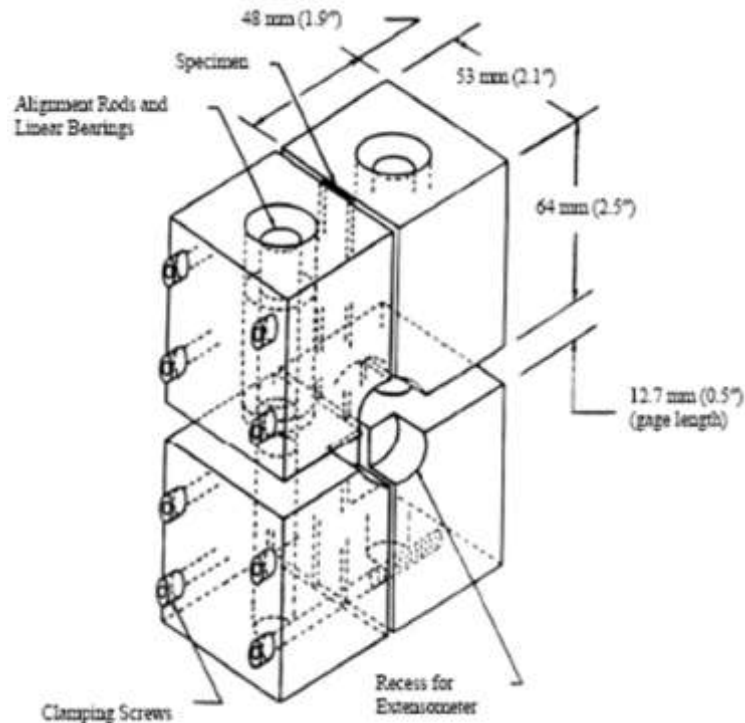


Fig. 6.12: CLC test fixture



Fig. 6.13: CLC test fixture

Diversi studi suggeriscono che il CLC test fixture sia preferibile rispetto all'IITRI test fixture in quanto più facile da caricare, meno costoso da fabbricare, e meno pesante, rendendo il CLC più facile da installare e conseguentemente meno soggetto ad errori del test. Inoltre a causa della sua semplice progettazione, il CLC test fixture è considerabilmente meno soggetto ad errori di lavorazione.

Il CLC test fixture va a sottoporre a prova provini senza tab, $[90/0]_{ns}$ cross-ply. Il fatto di non poter testare provini unidirezionali a causa dell'afferraggio senza tab non è un limite in quanto studi dimostrano che la resistenza a compressione di 0° -plies è indipendente dalla direzione di caricamento nel piano. Quindi i valori di modulo e resistenza della lamina unidirezionale possono essere determinati attraverso un "back-out factor" (dalla TCL) e sono definiti "valori di progetto" in quanto corrispondono statisticamente ai valori riscontrabili in realistiche modalità di rottura.

Sandwich-beam test

- ASTM Standard D5467/D5467M-97 (Using sandwich beam)

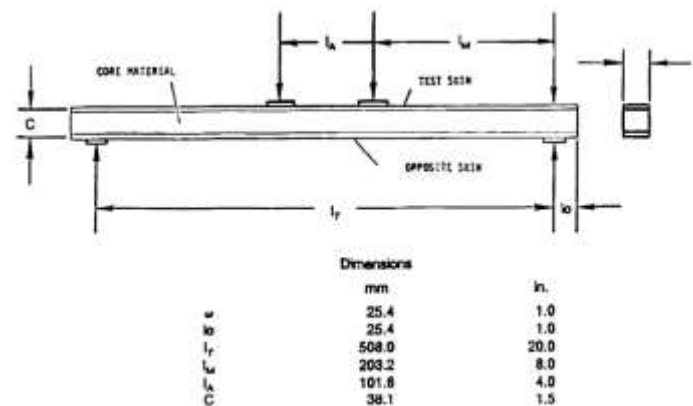


Fig. 6.14: Configurazione del test sandwich beam

Questa tipologia di prova fornisce valori della resistenza di rottura a compressione artificialmente troppo elevati, non applicabili per la progettazione corrente, e per questo è sconsigliata.

Misurazioni

La raccolta di dati è simile a quella eseguita per la prova di trazione. La deformazione nella direzione del carico è misurata con estensometri o estensimetri elettrici. Lo spostamento della testa della macchina non è una fonte affidabile a causa degli errori provenienti dal comportamento delle estremità dei provini. La deformazione

nella direzione perpendicolare alla direzione di caricamento è misurata con estensometri. Da queste misure è possibile ricavare moduli elastici e di Poisson e può essere ricavata la curva tensione deformazione. Per la determinazione di moduli elastici e di Poisson vengono usualmente utilizzati provini a sezione costante.

Per la determinazione delle resistenze a compressione sono spesso usati provini con riduzione di sezione alla mezzeria del provino per innescare il cedimento lontano dalle estremità.

6.1.3.4 Proprietà a taglio nel piano

La valutazione delle proprietà a taglio di materiali compositi è provato essere una delle aree di testing di proprietà meccaniche in cui è più difficile definire un corretto e rigoroso test, specialmente nelle direzioni fuori dal piano.

Mentre esiste generale accordo riguardo l'accuratezza della misurazione del modulo a taglio, la determinazione della resistenza a taglio è molto più problematica. La presenza di effetti di spigolo, effetti di laminazione, comportamenti non lineari della matrice o dell'interfaccia fibra-matrice, distribuzioni imperfetta dello stress o la presenza di tensioni normali rendono i metodi di determinazione della resistenza a taglio altamente opinabili.

Una gran quantità di esperienza con il testing a taglio di compositi ha portato alle seguenti considerazioni:

- Non esistono metodi di test standard o nonstandard che siano capaci di produrre uno stato tensionale di taglio puro che portino a rottura tutti i sistemi di materiale, anche se alcuni test possono essere considerati accettabili per un preciso sistema di materiale in funzione degli scopi progettuali.
- La resistenza risultante dai metodi di test che non producono una ragionevole approssimazione di taglio

puro o che non comportano cedimenti in modi di taglio, non deve essere definita "resistenza a taglio".

- A causa del fatto che i valori di resistenza ultima ricavati da esistenti test a taglio non sono ritenuti validi per un adeguato confronto tra sistemi di materiale, è raccomandata l'utilizzazione di un offset.

A causa dell'elevato comportamento tensione-deformazione nonlineare di molti compositi fibrorinforzati, specialmente se aventi elevati allungamenti a rottura, è comune terminare il test a taglio prima della rottura del provino. ASTM raccomanda di terminare i test a taglio dopo un'allungamento del 5% se la rottura non fosse ancora avvenuta. I motivi di questa considerazione sono:

- Nella pratica progettuale si limita lo scorrimento al 5%, anche con i sistemi di fibra più duttili
- Riallineamenti o scissioni delle fibre durante sia il test a taglio $\pm 45^\circ$ che V-notched (Iosipescu) rendono i dati corrispondenti ad allungamenti maggiori del 5% opinabili.
- Gli estensimetri sono tipicamente limitati ad essere impiegati per deformazioni inferiori al 6%.
- A causa dell'elevato allungamento, mentre diversi metodi di test a taglio sono capaci di determinare la prima parte della curva tensione-deformazione e quindi il modulo di taglio, non esistono metodi standard che abbiano dimostrato di essere adeguati per la determinazione della resistenza a taglio di un composito multidirezionale.

Le proprietà determinate con questo tipo di test sono il modulo di taglio GLT e la resistenza a taglio τ_{LTU} . Un provino viene sottoposto a caricamento tale che si produca uno stato il più vicino possibile a quello di taglio puro e viene misurata la deformazione risultante. I metodi maggiormente utilizzati sono i seguenti:

Test di Iosipescu

- ASTM Standard D5379/D5379M-98

Attraverso l'applicazione di due momenti concentrati prodotti da due coppie di forze è indotta nella mezzeria del provino una forza di taglio. Riportiamo lo schema di attrezzamento del provino (Fig. 167) ed il relativo diagramma delle azioni interne.

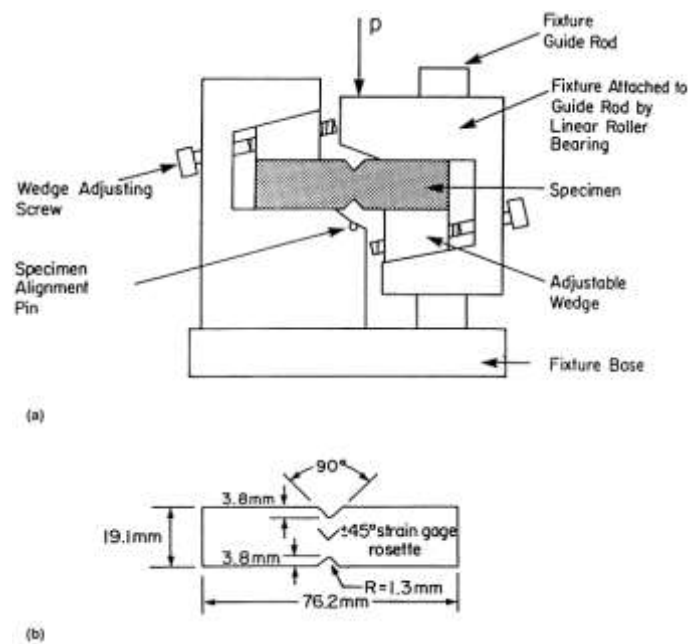


Fig. 6.15: Iosipescu V-notched beam shear test. (a) Testing configuration. (b) Specimen.

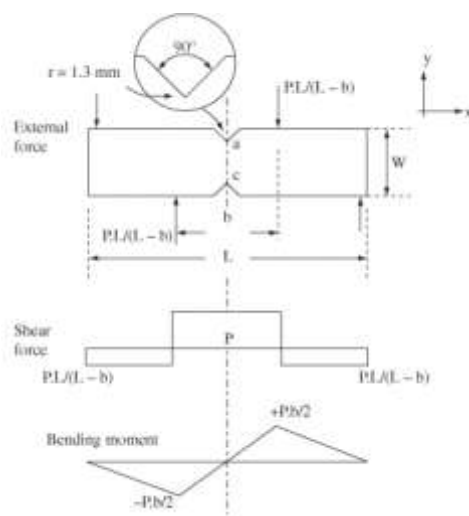


Fig. 6.16: Azioni interne provino Iosipescu shear test

Gli intagli a 90° su ogni spigolo del provino producono una distribuzione di tensione di taglio costante lungo la sezione, invece che una distribuzione parabolica che si avrebbe per una trave a sezione costante. Vale:

$$\tau = \frac{P}{wt}$$

Vale la norma ASTM Standard D5379/D5379M-98.

Le deformazioni di taglio sono ottenute dalla misurazione della deformazione normale a $\pm 45^\circ$ rispetto alla direzione longitudinale del provino attraverso due estensimetri applicati sulla mezzeria del provino tra gli intagli.

Per materiali dall'ortotropia molto elevata (alti rapporti EL/ET) si deriva una non uniformità nella distribuzione delle tensioni lungo la sezione di prova, il che introduce errori nella determinazione dei valori delle proprietà. Vengono utilizzati fattori di correzione su provini unidirezionali determinati attraverso tecniche FEM o provini cross-ply 0-90°.

Limitazioni del metodo di Iosipescu shear test sono:

- Materiali non omogenei.

Il materiale è assunto essere omogeneo rispetto alla dimensione della sezione di prova. Materiali che hanno pattern di ripetizione molto grossolani, quali tessuti con yarn di grosso spessore ($\geq 12K$) o certe strutture braided, non possono essere provate con questi metodi.

- Uniformità dello stato di tensione.

Il calcolo assume la presenza di uno stato di tensione di taglio uniforme tra gli intagli. Il grado attuale di uniformità varia al variare del livello di ortotropia del materiale e della direzione di caricamento. Una nuova configurazione di griglia estensimetrica è recentemente stata sviluppata specialmente per l'utilizzazione con questa prova. La griglia attiva di questo estensimetro si estende da intaglio a intaglio e garantisce una migliore stima della risposta media della deformazione. Specialmente con

l'utilizzazione di estensimetri convenzionali, la maggiore accuratezza nella determinazione del modulo tangenziale per materiali unidirezionali può essere mostrata in confronto con provini $[0/90]_{ns}$.

- Eccentricità del caricamento.

Uno svergolamento del provino può avvenire durante il caricamento, influenzando la misura della resistenza risultante e specialmente il modulo elastico tangenziale. In letteratura è raccomandato che almeno un provino venga testato con rosette estensimetriche su entrambe i lati per una valutazione del grado di svergolamento.

- Determinazione della rottura.

La determinazione del cedimento non è sempre ovvia per certi tipi di lay-up di materiale.

Test a trazione a $\pm 45^\circ$

- ASTM Standard D3518/D3518M-94 (reapproved 2001)

E' possibile determinare le proprietà a taglio nel piano di un composito unidirezionale conducendo un test a trazione su di un laminato a $\pm 45^\circ$. I risultati sono interpretati attraverso la teoria delle lamine ortotrope.

Valgono:

$$\sigma_L = \frac{1}{2}(\sigma_x + 2\tau_{xy})$$

$$\sigma_T = \frac{1}{2}(\sigma_x - 2\tau_{xy})$$

$$\tau_{LT} = -\frac{1}{2}\sigma_x$$

dove τ_{xy} è la tensione di taglio incognita indotta nella lamina. Le deformazioni nella lamina sono in relazione con quelle del laminato attraverso le:

$$\varepsilon_L = \frac{1}{2}(\varepsilon_x^0 + \varepsilon_y^0)$$

$$\varepsilon_T = \frac{1}{2}(\varepsilon_x^0 - \varepsilon_y^0)$$

$$\gamma_{LT} = (\varepsilon_y^0 - \varepsilon_x^0)$$

La tensione a taglio della lamina τ_{LT} e la corrispondente deformazione angolare γ_{LT} possono essere così dedotte dalle deformazioni e tensioni del laminato.

Il test a trazione a $\pm 45^\circ$ è abbastanza affidabile per la determinazione del modulo GLT, ma non per la resistenza a taglio τ_{LTU} a causa del fatto che la lamina è in uno stato tensionale combinato invece che di taglio puro.

La norma utilizzata è l'ASTM Standard D3518/D3518M-94 (reapproved 2001).

Le limitazioni del metodo di prova $\pm 45^\circ$ sono:

- Forma del materiale e del laminato.

L'unica laminazione sottoponibile a prova è quella bilanciata simmetrica $\pm 45^\circ$. La sequenza di laminazione, il numero di lamine ed il loro spessore hanno effetti diretti sulla resistenza del provino, rendendo importante seguire le raccomandazioni delle specifiche di prova.

- Materiali non omogenei.

Il materiale è assunto essere omogeneo rispetto alla dimensione della sezione di prova. Forme di materiale con pattern di ripetizione abbastanza grossolane rispetto alla piccola sezione di prova, quali tessuti woven o braided, richiedono provini più larghi, che sono correntemente standardizzati.

- Impurità dello stato di tensione.

Il materiale nella sezione di prova non si trova in uno stato di tensione di taglio puro, a causa del caricamento a trazione del provino che introduce sforzi normali, e negli intorni degli spigoli liberi vanno a formarsi stati tensionali complessi. Anche se il provino è capace di rappresentare in modo accettabile la prima parte della curva stress-strain del materiale, il valore di tensione a taglio misurabile in corrispondenza della rottura non rappresenta la resistenza a taglio del materiale.

- Effetti delle grandi deformazioni.

Lo scorrimento delle fibre che può avvenire in provini con matrice duttile comporta un forte cambiamento nell'orientazione delle fibre il che comporta un progressivo aumento della deformazione in conflitto con l'assunzione sull'orientazione delle fibre usata nella valutazione dei risultati. Ciò è un ulteriore motivo dell'interruzione della prova ad una deformazione del 5%.

Test a trazione con caricamento off-axis (θ)

Per una tensione applicata σ_x , le tensioni nella lamina possono essere scritte come:

$$\sigma_L = \sigma_x \cos^2 \theta$$

$$\sigma_T = \sigma_x \sin^2 \theta$$

$$\tau_{LT} = - \sigma_x \sin \theta \cos \theta$$

Si può dimostrare che le deformazioni nella lamina possono essere poste in relazione con le deformazioni lungo le direzioni x e y e lungo una direzione orientata a 45° rispetto all'asse x.

$$\varepsilon_L = \cos \theta (\cos \theta - \sin \theta) \varepsilon_x + \sin \theta (\sin \theta - \cos \theta) \varepsilon_y + 2 \sin \theta \cos \theta \varepsilon_{45}$$

$$\varepsilon_T = \sin \theta (\cos \theta + \sin \theta) \varepsilon_x + \cos \theta (\sin \theta + \cos \theta) \varepsilon_y - 2 \sin \theta \cos \theta \varepsilon_{45}$$

$$\gamma_{LT} = -(\cos^2 \theta + 2 \cos \theta \sin \theta - \sin^2 \theta) \varepsilon_x - (\cos^2 \theta - 2 \sin \theta \cos \theta - \sin^2 \theta) \varepsilon_y + 2(\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \varepsilon_{45}$$

Le ε_x , ε_y , ε_{45} possono essere misurate per mezzo di estensimetri rettangolari a tre elementi.

Quindi il test a trazione di provini uniassiali con direzione delle fibre off-axis rispetto alla direzione del carico può essere utilizzato per determinare il comportamento a taglio. Abbastanza spesso $\theta = 45^\circ$ è utilizzato per provini off-axis. In questo caso valgono:

$$\tau_{LT} = \frac{1}{2} \sigma_x$$

$$\gamma_{LT} = \epsilon_y - \epsilon_x$$

Combinando queste ed utilizzando le relazioni tensione-deformazione si può dimostrare che per provini con $\theta = 45^\circ$ vale:

$$G_{LT} = \frac{E_x}{2(1+\nu_{xy})}$$

Alcuni studi hanno suggerito l'utilizzazione di provini off-axis con angolo di 45° per la misurazione di G_{LT} . Nel caso di provini con configurazioni di debole off-axis, quale per esempio 10° , può essere utilizzato un provino con un elevato aspect ratio. I provini con off-axis di 45° non sono utilizzabili per la determinazione della resistenza a taglio a causa della presenza di σ_L e σ_T . Per la determinazione della risposta a taglio molti studi

consigliano l'utilizzazione di provini con off-axis di 10° per minimizzare gli effetti di σ_L e σ_T

Test con tubo in torsione

- ASTM Standard D5448/D5448M-93 (reapproved 2000)

Il modo più semplice per ottenere uno stato di taglio puro è applicare una coppia ad un tubo in parete sottile. La relazione tra coppia T e la tensione di taglio τ_{xy} è data da:

$$\tau_{xy} = \frac{T}{2\pi r^2 t}$$

concentricamente e sia libero di muoversi assialmente in modo che non si sviluppino coppie flettenti o forze assiali a causa della costruzione di laminazione o dell'angolazione delle fibre.

La deformazione angolare è dedotta indirettamente attraverso la misura con estensimetri che vadano a misurare la deformazione lungo le direzioni a 45° del tubo. La norma in questione è la ASTM Standard D5448/D5448M-93. E' necessario adottare alcuni accorgimenti per evitare fenomeni di cedimenti agli afferraggi e instabilità laterale. Usualmente si utilizzano incollaggi lunghi all'interno ed all'esterno delle estremità e si adottano spessori non troppo sottili e lunghezze del provino non troppo esigue.

6.1.3.5 *Resistenza a taglio interlaminare (delaminazione)*

Short-beam shear test

- ASTM D 2344/D 2344M-00 (short beam shear test)

E' di considerevole interesse valutare la resistenza a taglio interlaminare attraverso test nei quali la rottura del laminato inizia a taglio. E' noto che un alto rapporto campata-spessore in una prova a flessione di un provino comporta il cedimento per tensione normale massima, senza che intervengano fenomeni di delaminazione. Se il rapporto è abbastanza basso, il cedimento inizia a propagarsi per rottura interlaminare a taglio, ed il test può essere utilizzato per valutare tale resistenza. Il test denominato short-beam shear test (SBS) rappresenta la prova sperimentale maggiormente utilizzata per la valutazione della resistenza interlaminare. In Fig. 17 è riportata un'immagine dell'attrezzatura necessaria per la prova. La norma di riferimento è la ASTM Standard D2344.

Si osserva che la massima tensione a taglio in una trave si trova al piano medio contenente l'asse neutro. Di conseguenza in un short-beam shear test la rottura dovrà avvenire lungo il piano medio della trave tale che la frattura si propaghi

parallelamente alla direzione di laminazione. E' da notare che la validità del short-beam shear test viene meno al momento che un cedimento a trazione delle fibre preceda o sia simultaneo al cedimento a taglio interlaminare.

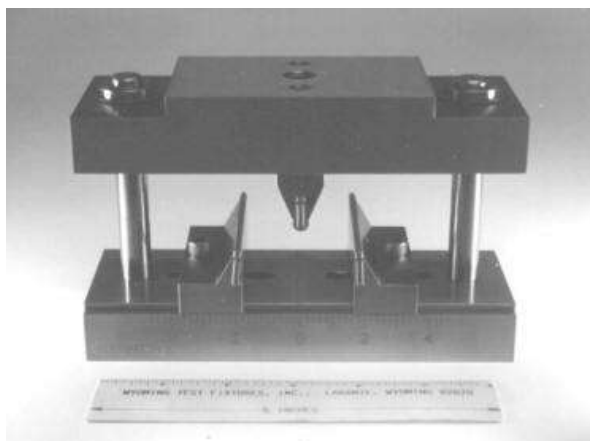


Fig. 6.17: Attrezzatura per short beam test

In ogni modo la tensione di contatto indotta nell'intorno dei coltelli interferisce in maniera importante con la distribuzione di tensione, sia attraverso la profondità sia nella direzione longitudinale della trave. Il cedimento risultante è raramente, se non mai, una rottura a taglio puro, ma risulta dal complesso stato tensionale presente nel provino.

Nonostante queste significative limitazioni il test SBS è comunemente usato per la determinazione di valori di resistenza a taglio interlaminare utilizzabili come criteri di progetto, anche se questa pratica è fortemente sconsigliata in quanto il test SBS è in grado di fornire solo indicazioni qualitative e di controllo sulla qualità del processo di laminazione.

Thickness shear

- ASTM D 3846/D 3846M-02 (thickness shear)

Un altro tipo di test per la valutazione delle proprietà a taglio interlaminare è la prova a trazione del piatto intagliato. Questo test è raffigurato schematicamente in Fig. 170. In questo test, due intagli sono realizzati nella direzione dello spessore alle facce opposte del provino e sfalsate longitudinalmente, ed il provino viene provato in trazione o compressione. La distanza di sfalsamento longitudinale dei due intagli deve essere tale che la rottura corrisponda a taglio interlaminare e non a trazione in direzione trasversale. Le norme a riguardo sono le ASTM D 3846-02. La modalità migliore di test è quella con caricamento in compressione utilizzando il test fixture ASTM D 695 (Fig. 18 e 19).

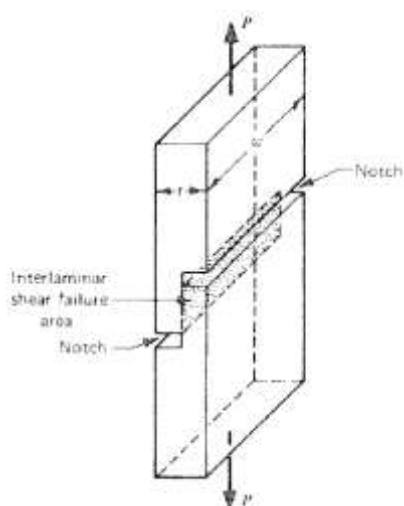


Fig. 6.18: *Test di trazione di provino con doppio intaglio sfalsato per la determinazione della resistenza a taglio interlaminare*

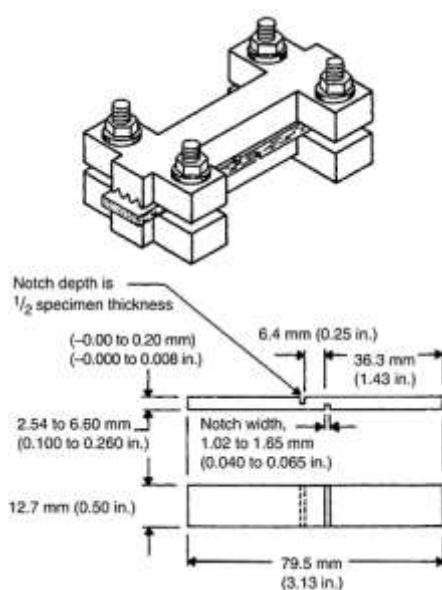


Fig. 6.19: *Fixture D 695 per prova di delaminazione*

Questa prova può essere usata per la caratterizzazione di compositi laminati a fibra lunga classici, mentre è sconsigliato per materiali compositi avanzati. Gli intagli generano distribuzioni tensionali multiassiali e non uniformi, tali che rendono opinabile la resistenza a taglio interlaminare calcolata.

Test di Iosipescu

- ASTM Standard D 5379

Questo metodo di prova è descritto nella sottosezione riguardante i metodi di test per valutare la resistenza a taglio nel piano. Quando vengono valutate proprietà fuori dal piano l'orientazione delle fibre nel laminato è configurata in modo tale da causare un azione di taglio nella direzione trasversale al piano. Questo metodo di test di caratterizzazione delle proprietà out-of-plane è l'unico che viene generalmente accettato.

6.1.3.6 *Proprietà all'impatto*

Charpy strumentato

Il metodo comune per la valutazione delle proprietà all'impatto di un materiale composito è la determinazione della resistenza del materiale attraverso la misurazione dell'energia necessaria alla rottura di un provino di geometria particolare. La ben nota prova Charpy sviluppata per materiali isotropi può essere usata anche per materiali compositi.

Per materiali omogenei ed isotropi il test è usualmente realizzato su provini con intaglio dalla geometria normata con lo scopo di minimizzare l'energia richiesta per l'innescò della rottura. L'energia totale misurata richiesta per la fratturazione è essenzialmente l'energia di propagazione della frattura.

Il test di Charpy standard non è però adeguato per la caratterizzazione delle proprietà all'impatto di materiali compositi in quanto il fenomeno della frattura è molto più

complesso ed i dati ottenuti con un impatto da prova Charpy convenzionale non sono sufficienti per avere significato fisico. Il particolare modo di frattura determina diversi meccanismi di assorbimento di energia durante la rottura del materiale. Il modo di frattura e l'energia assorbita sono influenzati in maniera importante da diverse variabili, quali la geometria del provino, la velocità dell'impatto, ed altre variabili caratteristiche del test. Il test di Charpy può fornire informazioni utili solo se strumentato per la registrazione temporale dei carichi durante l'evento di impatto.

Drop-weight impact test

- ASTM Standard D 3763-02

Un test ampiamente utilizzato per la caratterizzazione delle proprietà di impatto di materiali compositi è il dropweight impact test, dove un provino è posizionato su supporti rigidi ed una massa nota viene fatta cadere da una certa altezza sul provino. Per variare la velocità dell'impatto si agisce sull'altezza dalla quale viene lasciata cadere, mentre per agire sull'ammontare di energia di impatto si agisce sulla massa e/o sulla forma del punzone.

Per l'acquisizione della storia di carico il posizionamento della strumentazione sul punzone è ottimale, anche se alcune pubblicazioni riportano sperimentazioni con strumentazione sui supporti. Dalla storia di carico è possibile, integrandola, ottenere l'energia assorbita dal provino ad ogni istante durante l'impatto. La norma di riferimento è la ASTM Standard D 3763-02.

Considerazioni

Da una tipica curva di storia di carico si possono distinguere una prima parte di innesco della frattura ed una seconda di propagazione della stessa. Nella prima fase vi è un accumulo di energia elastica di deformazione, e, a parte possibili fenomeni a livello microstrutturale, non si evidenzia rottura. Quando si oltrepassa un livello critico di carico il provino inizia a fratturarsi o con rottura per carico a trazione o di

taglio dipendentemente delle relative resistenze a rottura. A questo punto la frattura si può propagare in modo catastrofico fragile o in modo progressivo continuando ad assorbire energia. L'energia totale di impatto E_T è data dalla somma dell'energia di innesco frattura E_i e dell'energia di propagazione della frattura E_p il cui rapporto dipende dal comportamento più o meno fragile/duttile del materiale. La conoscenza quindi del solo valore di E_T non è sufficiente per l'interpretazione del comportamento a frattura del materiale.

6.1.3.7 Proprietà "di progetto"

Per una completa caratterizzazione dei materiali compositi è inoltre consigliata la realizzazione di prove per la determinazione delle cosiddette "proprietà di progetto", ovvero di quelle proprietà che mettono in evidenza qualità funzionali dei laminati in sede di esercizio, dal momento che in molte applicazioni le prestazioni finali di progetto sono limitate dalla presenza di fori o danneggiamenti. Per quanto riguarda i laminati in generale queste prove sono:

- Prova a trazione/compressione di provino forato (open-hole tension/compression strength): con lo scopo di studiare il comportamento del materiale in presenza di fori (ad es. per rivettature di accoppiamento di parti), fornisce valori di resistenza del materiale utilizzabili in sede di progetto.
- Prova a compressione dopo impatto (compression after impact strength): con lo scopo di studiare il comportamento dopo danneggiamento del materiale, fornisce valori di resistenza del materiale utilizzabili per il progetto cautelativo di parti.
- Prova a flessione (flexural strength): con lo scopo di misurare resistenza a trazione e modulo elastico del provino sotto carico di flessione, questa prova fornisce di solito valori superiori rispetto a quelli determinabili con prove a trazione classiche, e fornisce informazioni significative circa il comportamento globale del materiale.

Per quanto riguarda materiali per compositi termoplastici (solo matrice o laminato complessivo) di fondamentale importanza è la determinazione dei valori di:

- Temperatura di deflessione sotto carico (heat deflection temperature): fornisce valori plausibili della massima temperatura di esercizio prolungato del materiale.

Open-hole tension strength

- ASTM D5766

Questa prova consiste nel caricamento a trazione di provino forato e misurazione del carico di rottura con conseguente calcolo della tensione nominale di rottura. Il valore di resistenza ottenuto può essere utilizzato per scopi progettuali, caratterizzazione del materiale, ricerca e sviluppo e controllo della qualità del laminato.

Lo stato tensionale di trazione indotto nel provino fa sì che il fenomeno di rottura sia dominato dalle proprietà delle fibre. Molto diffusa è la realizzazione di questa prova a temperature molto basse con lo scopo di valutare l'infragilimento della matrice che è la criticità dominante alle basse temperature.

Open-hole compression strength

- ASTM D 6484

Questa prova consiste nel caricamento a compressione di provino forato e misurazione del carico di rottura con conseguente calcolo della tensione nominale di rottura. Il valore di resistenza ottenuto può essere utilizzato per scopi progettuali, caratterizzazione del materiale, ricerca e sviluppo e controllo della qualità del laminato.

Mentre il foro causa una concentrazione delle tensioni e riduce la sezione effettiva, è comune nella pratica progettuale aerospaziale sviluppare prove sperimentali che

attraverso la presenza di fori vadano a simulare la presenza di diverse concentrazioni di tensioni quali fori per rivettature, spigoli liberi e danneggiamenti che l'analisi strutturale non riesce a modellare esplicitamente.

Lo stato tensionale di trazione indotto nel provino fa sì che il fenomeno di rottura sia dominato dalle proprietà della matrice. Molto diffusa è la realizzazione di questa prova a temperature elevate (soprattutto per materiali compositi con matrice termoplastica) con lo scopo di valutare il rammollimento della matrice che è la criticità dominante alle alte temperature.

Compression after impact strength

- ASTM D 7137

La suscettibilità al danneggiamento causato da forze concentrate out of plane è una delle maggiori criticità di molte strutture realizzate in materiale composito. La conoscenza della resistenza al danneggiamento e la conservazione delle proprietà meccaniche anche a seguito di danneggiamento è molto importante per lo sviluppo di un prodotto e per la scelta del materiale. Le proprietà ottenute con questo metodo di prova non forniscono valori utilizzabili in sede di progetto (in quanto i risultati sono specifici per la geometria e le condizioni fisiche di prova e non sono generalmente scalabili ad altre configurazioni), ma forniscono una importante valutazione della capacità di tolleranza al danneggiamento di strutture composite tra materiali simili, di simili spessori e sequenza di laminazione.

Proprietà in Flessione

- ASTM Standard D 790-03 and D 6272 – 02

Per quanto riguarda le proprietà a flessione è preferibile non ricavarle dalle prove a trazione, ma effettuare delle prove a flessione. I due test a flessione più comuni sono

il test a flessione a quattro punti ed a tre punti. Le norme a cui riferirsi sono le ASTM Standard D 790-03 e la D 6272 - 02.

Heat Deflection Temperature

- ASTM D 648

Il provino viene caricato secondo lo schema di flessione in 3 punti in modo tale da realizzare uno stato tensionale sulle fibre esterne di 0,455 MPa o 1,82 MPa, a seconda del metodo di prova scelto, e la temperatura viene incrementata di 2°C/min finché il provino non si defletta di 0,25 mm. Di grande importanza per compositi termoplastici, questa grandezza fornisce un dato significativo circa l'utilizzabilità di un materiale in condizioni

di elevati carichi termici. Tale discriminante non può essere fornita dalla sola conoscenza della T_g (temperatura di transizione vetrosa), che essendo proprietà della resina, non fornisce informazioni sulla effettiva deformabilità sotto carico dovuta a rammollimento termoplastico del materiale.

6.1.3.8 Osservazioni: datasheets commerciali e normalizzazione dei risultati

Le caratteristiche meccaniche, fisiche e termiche di un materiale composito dipendono fondamentalmente da:

- Rinforzo:
 - tipo di fibra
 - forma del rinforzo
 - schema di laminazione (orientazione)
 - numero di plies
- Matrice:
 - tipo di matrice
 - processo di impregnazione del rinforzo

-
- processo di compattazione
 - processo di polimerizzazione della resina

Nell'ottica di una razionalizzazione della scelta dei materiali per la realizzazione di parti, è necessario poter confrontare diversi sistemi materiali in termini di proprietà meccaniche, di progetto, processabilità e costi.

Nel campo dei materiali compositi la comparazione concorrente tra diversi sistemi di materiale è molto difficile a causa della grande variabilità delle proprietà generali del laminato al variare dei parametri del processo tecnologico utilizzato.

Questa mancanza di omogeneità dei dati è molto marcata per quanto riguarda i laminati realizzati in RTM, in quanto, una volta note (dai fornitori) le caratteristiche del rinforzo secco e della resina non polimerizzata, il processo di impregnazione, compattazione e polimerizzazione avviene in sede di trasformazione in prodotto finito, ed è quindi fortemente influenzato dai parametri tecnologici utilizzati.

Anche se minore, la disomogeneità di dati è molto importante anche per quanto riguarda i sistemi di materiale realizzati per mezzo di preimpregnati. In questo caso il processo di impregnazione è demandato al fornitore che ne garantisce la qualità, mentre grandi variazioni di proprietà meccaniche, di progetto e termiche sono portate dai parametri tecnologici utilizzati nei processi di compattazione e polimerizzazione. Ad esempio le caratteristiche meccaniche e di progetto dipendenti maggiormente dalle proprietà della fibra sono fondamentalmente funzione di $V_f\%$ (frazione in volume di fibra) che a sua volta dipende dal grado di compattazione raggiunto. Nel campo dei materiali compositi è quindi molto frequente riscontrare nei datasheets commerciali delle diverse aziende produttrici una normalizzazione dei valori delle proprietà meccaniche principalmente dominate dalle fibre, a valori di $V_f\%$ definiti, per esempio del 60%. Ma per quanto riguarda le caratteristiche dominate dalla matrice una normalizzazione è molto difficile in quanto sono fortemente dipendenti dai cicli di cura cui il materiale viene sottoposto, i quali presentano per i vari sistemi di materiale grandi diversità in termini di andamento di temperatura e pressione, durata e costi.

6.2 Prove sperimentali per la validazione del modello di calcolo secondo l'approccio building-block

Nell'ottica della produzione del telaio innovativo per mezzo di tecnologie e sistemi di materiali che permettano una elevata automazione si è proceduto alla pianificazione di una serie di prove di caratterizzazione dei materiali e dei componenti che avrebbero costituito la struttura. Pur avendo avuto risposte positive da diversi fornitori stranieri in termini di fattibilità per la produzione di provini in fibra unidirezionale HM e sistema di resina di tipo OoA Cycom X5320 per la caratterizzazione completa statica del laminato, non si sono invece ricevute risposte positive dai fornitori locali in merito alla fattibilità di provini rappresentanti una parte elementare di telaio realizzati con tecnologia che replicasse in versione manuale il processo della nastratura automatizzata descritto al Capitolo 5, a causa dell'impossibilità di reperire in tempi brevi i materiali OoA con costi sostenibili e di gestire la messa a punto del necessario debulking per mezzo di nastri di termorestringente.

Si è deciso quindi di proseguire l'attività utilizzando un materiale composito con fibre di carbonio unidirezionali ad alto modulo grammatura 200g titolo 3K, ma sistema di resina epossidico tradizionale, Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325, abitualmente utilizzato per la produzione di componenti strutturali nel settore auto e motorsport, che avrebbe garantito una maggiore sostenibilità economica e temporale.

6.2.1 Caratterizzazione completa statica del laminato Cycom 2020 HM Epoxy

Si è proceduto ad una campagna sperimentale di completa caratterizzazione meccanica statica del laminato di interesse presso i laboratori del DIEM secondo un protocollo di sperimentazione che ha

compreso le seguenti prove:

- Prove a trazione secondo ASTM D 3039
- Prove a compressione secondo ASTM D 6641
- Prove a taglio nel piano secondo ASTM D 5379
- Prove di delaminazione secondo ASTM D 3846

Anche se il sistema di materiale sotto studio verrà utilizzato per la produzione in tecnologia di nastratura, e non di laminazione classica, si è deciso di caratterizzare il materiale secondo normativa standard utilizzata per i laminati tradizionali in modo tale da avere risultati confrontabili con la letteratura, e non di realizzare provini speciali ad hoc in riferimento alla tecnologia produttiva secondo quanto suggerito per materiali utilizzati ad esempio in filament winding o deposizione continua. Questa scelta è stata dovuta anche al fatto che in seconda battuta verrà realizzata anche una caratterizzazione di una parte elementare di telaio realizzata con tecnologia di nastratura, e quindi eventuali caratteristiche meccaniche peculiari dovute alla tecnologia stessa saranno identificate.

Le attrezzature necessarie per la realizzazione dei test di compressione e delaminazione sono state progettate e realizzate. Si allegano in appendice i disegni costruttivi.

Il materiale utilizzato per la realizzazione dei provini è un laminato unidirezionale costituito da matrice termoindurente, epoxy, e rinforzo in fibra lunga di carbonio HM secondo i lay-up riportati in tabella 4. I provini sono stati laminati da CPC Composites e tagliati da Zenys di Franco Venturelli & C. S.N.C.

| Test | Standard | Lay-up | Thickness | Number of Samples | Total number of samples for each test | Total | Length, Width, Thickness | | |
|-------------------|------------|--------------------------------------|-----------|-------------------|---------------------------------------|-------|--------------------------|------|-----|
| Tensile | ASTM D3039 | [0/90/±45/0/90] _{2s} | 2,4 | 8 | 16 | 64 | 250 | 25 | 2,4 |
| | | [0] ₅ | 1 | 8 | | | | 15 | 1 |
| Compression | ASTM D6641 | [90/0/±45] _{2s} | 3,2 | 8 | 16 | | 140 | 12 | 3,2 |
| | | [0] ₁₆ | 3,2 | 8 | | | | | |
| Shear (Iosipescu) | ASTM D5379 | [0/90/±45] _{2s} | 3,2 | 8 | 16 | | 76 | 20 | 3,2 |
| | | [(0/90) ₄] _{2s} | 3,2 | 8 | | | | | |
| Delamination | ASTM D2344 | [0/90/±45] _{4s} | 6,4 | 8 | 16 | | 39 | 12,8 | 6,4 |
| | | [0] ₃₂ | 6,4 | 8 | | | | | |

Tab 6.4

6.2.1.1 Prove a trazione

ASTM D 3039 (Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials)

La campagna di prove sperimentali è stata effettuata su una macchina servo-idraulica Instron 8033 con cella di carico di 250 kN calibrata a 25 kN per una maggiore sensibilità nell'acquisizione dei dati. Tutte le prove sono state condotte in controllo di posizione ad una velocità di 0,01 mm/sec. I dati sono stati acquisiti tramite software Station Manager versione 3.1, MTS Corporation. Per l'esecuzione delle prove sono state utilizzate apposite mordacchie.



Fig. 6.20: Macchina servo-idraulica Instron 8033 con mordacchie

La geometria del provino è illustrata in Fig.2.

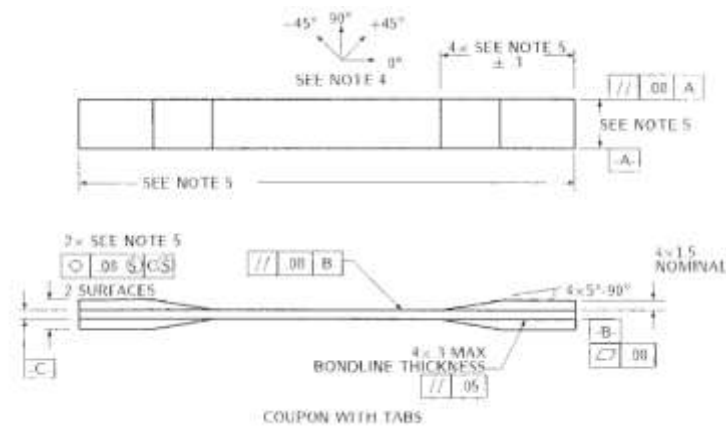


Fig. 6.21: *Provino a trazione*

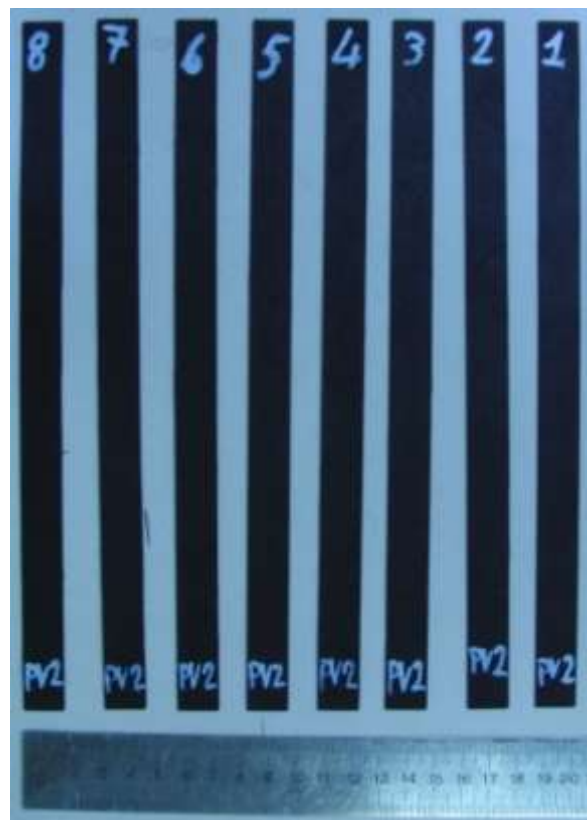


Fig. 6.22 *Pre-tab*

Si riportano in Figura 23 le curve dei campioni analizzati per un confronto diretto delle caratteristiche meccaniche ed in Tabella 5 sono riportati i valori delle singole

prove e i valori medi, le deviazioni standard e il coefficiente di variazione di tutte le grandezze misurate per le prove a trazione.

□ Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325 [0=90=±45]_{2s}

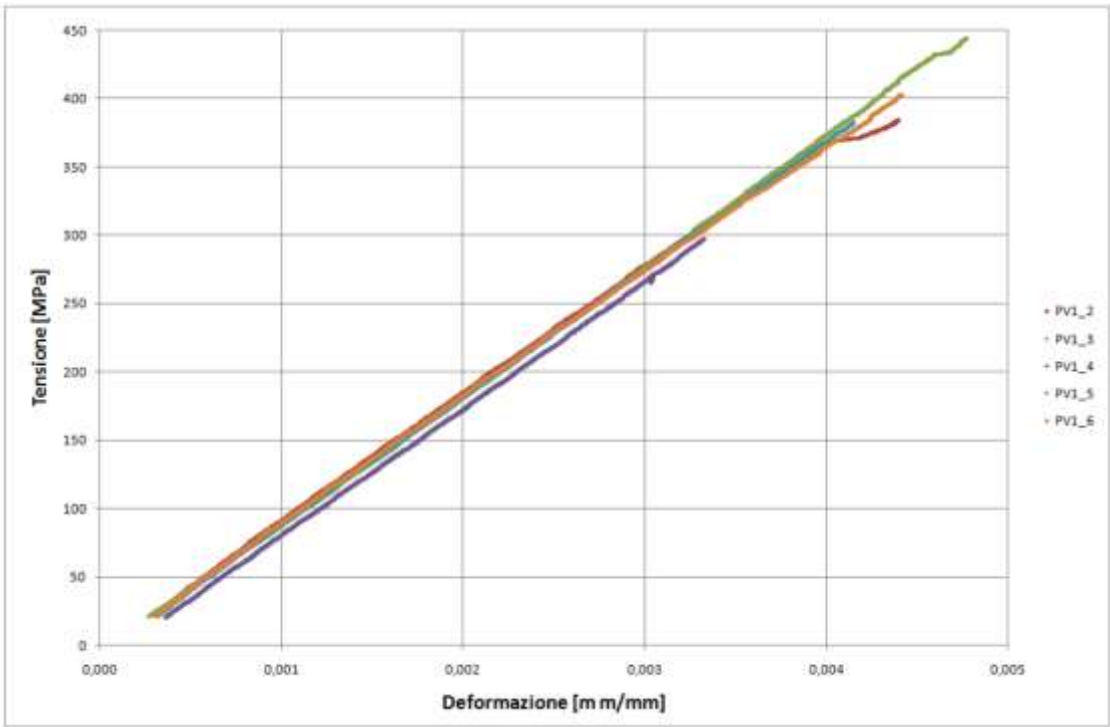


Fig. 6.23

| | <i>F^{tu}</i> [MPa] | E [GPa] | Poisson <i>ν</i> |
|----------------------------|-----------------------------|---------|------------------|
| PV1_2 | 384.4 | 93.10 | 0.38 |
| PV1_3 | 445.1 | 93.66 | |
| PV1_4 | 297.6 | 92.48 | |
| PV1_5 | 383.0 | 92.70 | 0.33 |
| PV1_6 | 402.6 | 92.13 | 0.36 |
| Media | 382.6 | 92.81 | 0.36 |
| Dev.std. | 53.69 | 0.59 | 0.02 |
| Coefficiente di variazione | 14.03 | 0.63 | 6.17 |

Tab 6.5

□ Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325 [0]₇

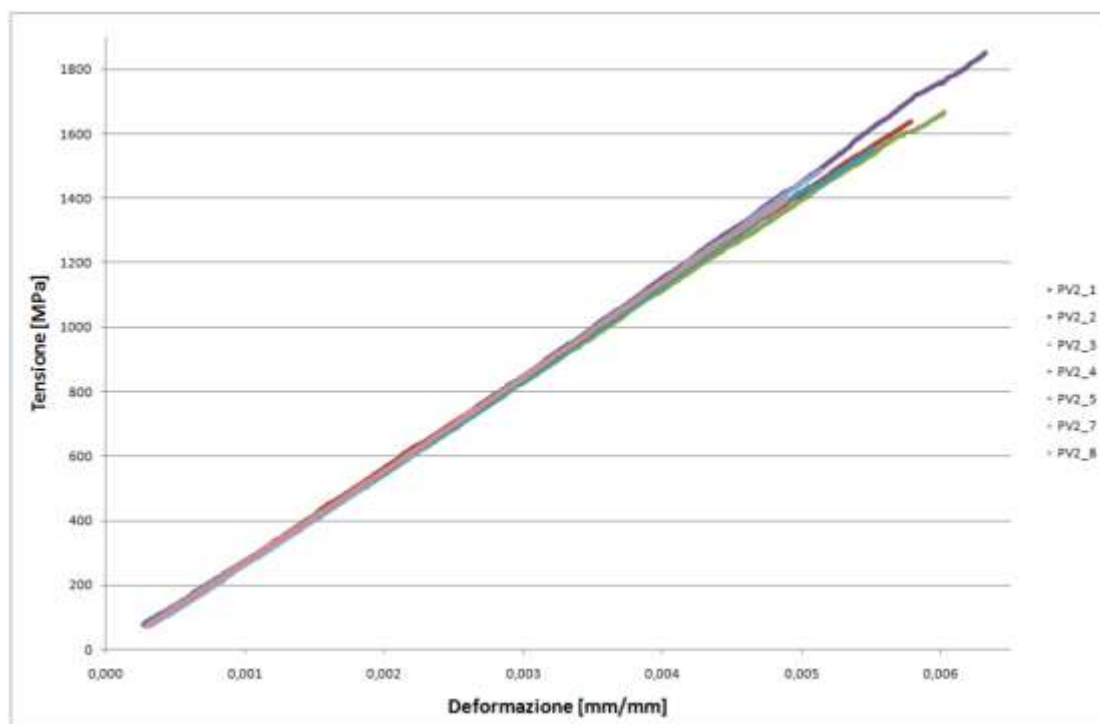


Fig. 6.24

| | F^{tu} [MPa] | E [GPa] | Poisson ν |
|-------------------------------|----------------|---------|---------------|
| PV2_1 | 1588.2 | 281.35 | 0.29 |
| PV2_2 | 1638.6 | 285.91 | 0.29 |
| PV2_3 | 1667.6 | 280.03 | 0.22 |
| PV2_4 | 1852.8 | 289.50 | 0.28 |
| PV2_5 | 1553.8 | 281.80 | |
| PV2_7 | 1487.8 | 289.63 | |
| PV2_8 | 1395.0 | 287.52 | |
| Media | 1660.2 | 283.72 | 0.27 |
| Dev.std. | 116.30 | 3.91 | 0.04 |
| Coefficiente di variazione | 7.01 | 1.38 | 13.03 |

Tab 6.6

6.2.1.2 Prove a compressione

ASTM D 6641 (Standard Test Method for Determining the Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Laminates Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture1)

L'obiettivo di tale prova è la determinazione della resistenza ultima a rottura a compressione, del modulo elastico e del coefficiente di Poisson del laminato.

La campagna di prove sperimentali è stata effettuata su una macchina servo-idraulica Instron 8033 con cella di carico di 250 kN calibrata a 250 kN. Tutte le prove sono state condotte in controllo di posizione ad una velocità di 0,01 mm/sec. Per l'esecuzione delle prove sono state utilizzate mordacchie appositamente progettate e costruite (Fig. 25). I dati sono stati acquisiti tramite software Station Manager versione 3.1, MTS Corporation. Le prove sono state eseguite in controllo di deformazione alla velocità di 0.01 mm/s.



Fig. 6.25

La geometria del provino è illustrata in Fig.26 e 27.

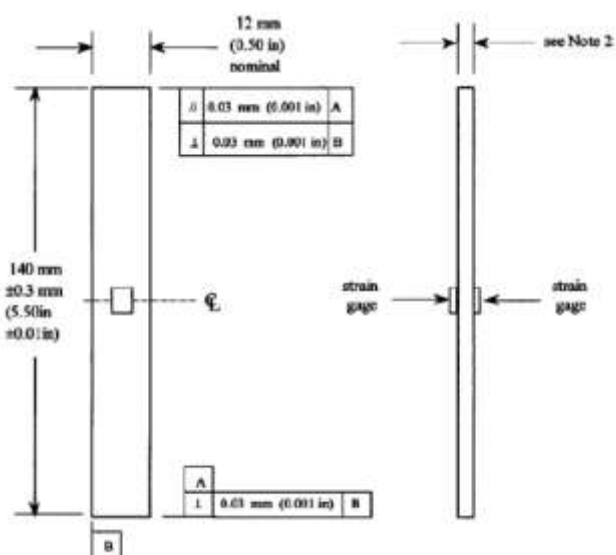


Fig. 6.26

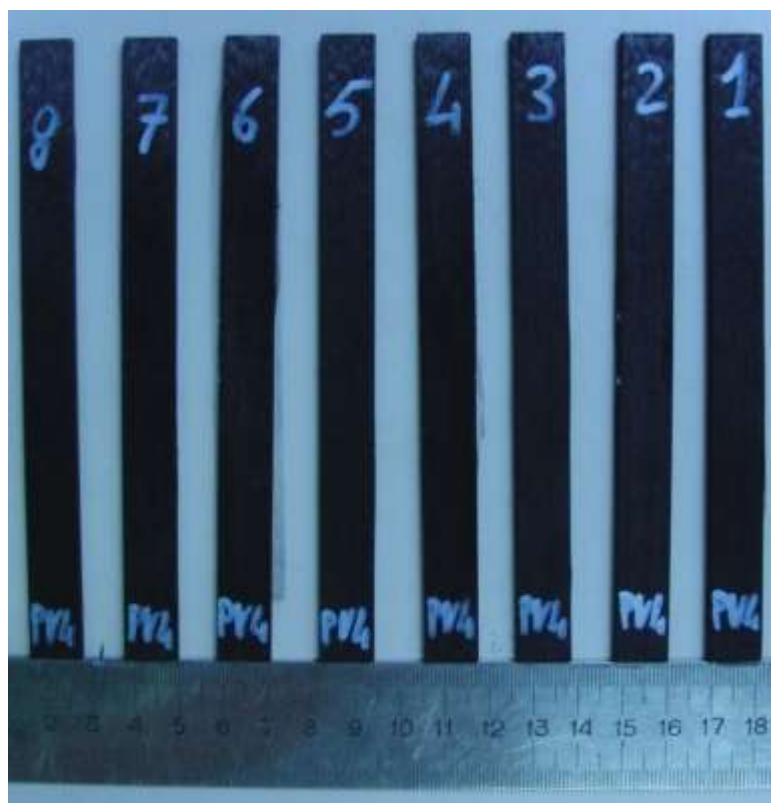


Fig. 6.27

Sui provini 48_E, 48_F e 48_G sono stati installati estensimetri su entrambe le facce in modo da valutare la percentuale di flessione Bycon l'obiettivo di validare la corretta esecuzione del test. Si ricorda che:

$$B_y = \frac{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)}{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)} * 100$$

e che un valore di $B_{y_{10}}$ permette di considerare la prova affetta in modo trascurabile da flessione.

Si riportano in Figura 28 le curve dei campioni analizzati per un confronto diretto delle caratteristiche meccaniche ed in Tabella 7 sono riportati i valori delle singole prove e i valori medi, le deviazioni standard e il coefficiente di variazione di tutte le grandezze misurate per le prove a trazione.

□ Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325 [0/90/±45]_{3S}

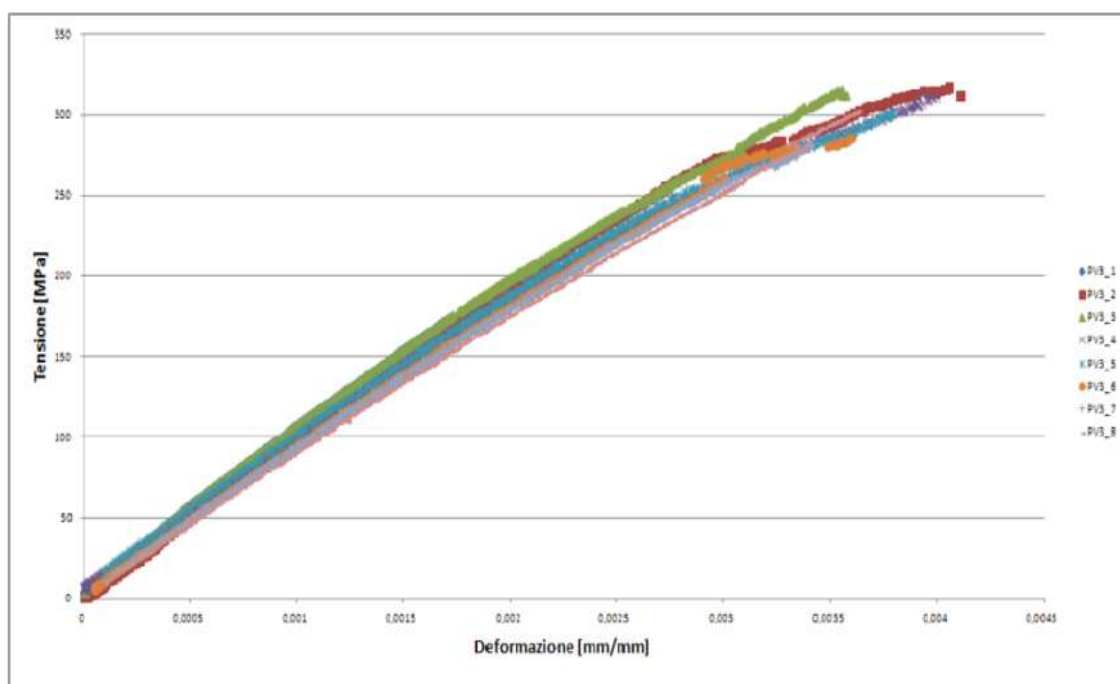


Fig. 6.28

| | F^{cu} [MPa] | E [MPa] | B_y |
|----------|----------------|---------|-------|
| PV3_1 | 288 | 104143 | |
| PV3_2 | 316 | 100543 | 5,15 |
| PV3_3 | 314 | 107345 | 2,48 |
| PV3_4 | 310 | 90456 | 1,51 |
| PV3_5 | 300 | 86345 | |
| PV3_6 | 287 | 88718 | |
| PV3_7 | 281 | 93705 | |
| PV3_8 | 301 | 82045 | |
| Media | 300 | 94167 | |
| Dev.std. | 13,23 | 8989 | |

Tab 6.7

□ Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325 [0]₂₂

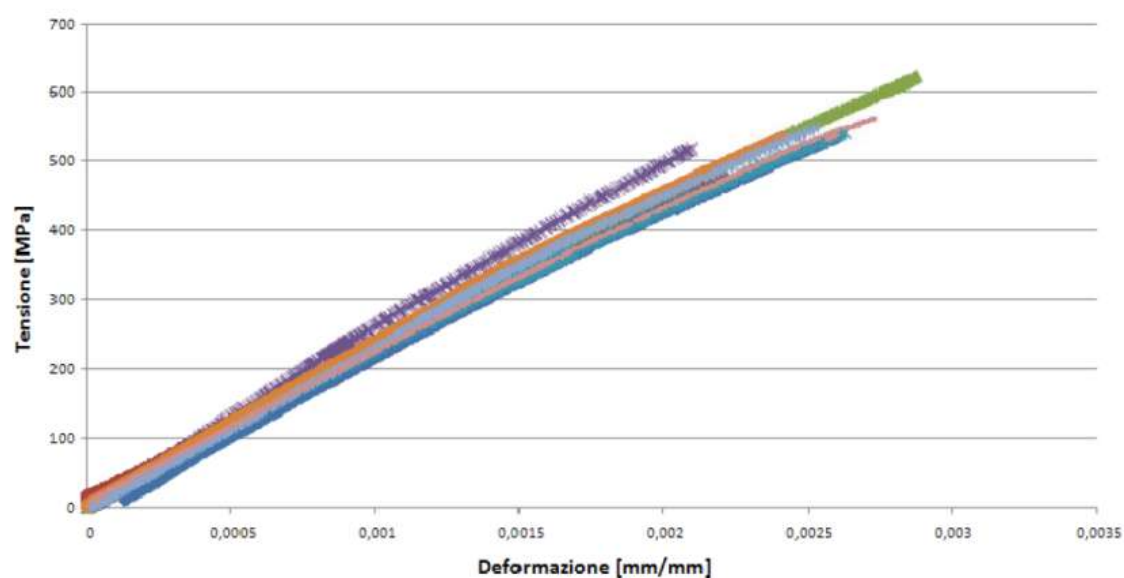


Fig. 6.29

| | F^{cu} [MPa] | E [MPa] | B_y |
|----------|----------------|---------|-------|
| PV4_1 | 534 | 211690 | |
| PV4_2 | 483 | 218590 | |
| PV4_3 | 624 | 235567 | 9,57 |
| PV4_4 | 526 | 266816 | |
| PV4_5 | 542 | 213589 | 1,24 |
| PV4_6 | 543 | 236890 | |
| PV4_7 | 543 | 240211 | |
| PV4_8 | 550 | 215689 | 2,08 |
| Media | 543 | 229880 | |
| Dev.std. | 38,88 | 18813 | |

Tab 6.8

Considerazioni

I provini con lay-up multidirezionale sono stati sottoposti a test secondo normativa (Figura 30). Si riportano in Figure 31 le tipiche modalità di rottura riscontrate che evidenziano una corretta funzionalità dell'attrezzatura in quanto la rottura avviene circa al centro della zona di prova.

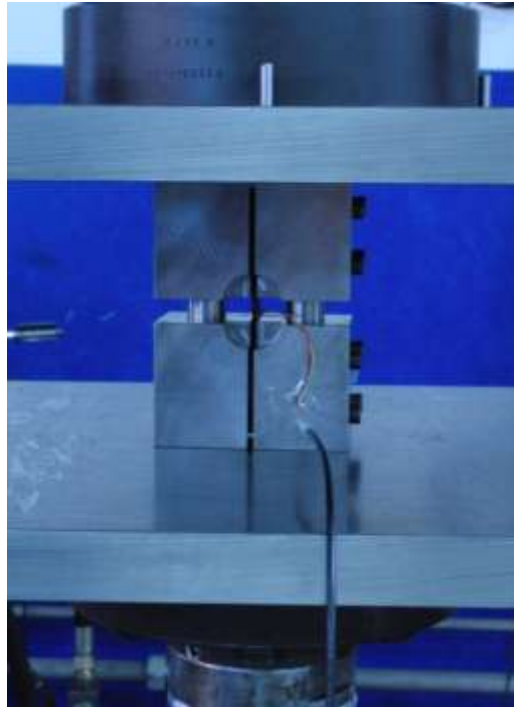


Fig. 6.30

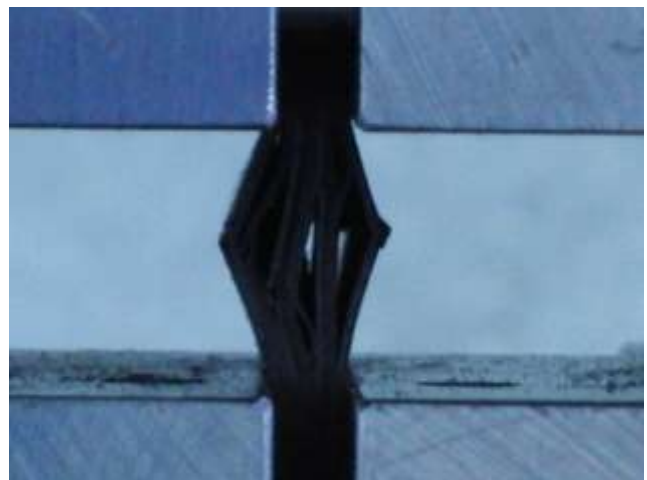
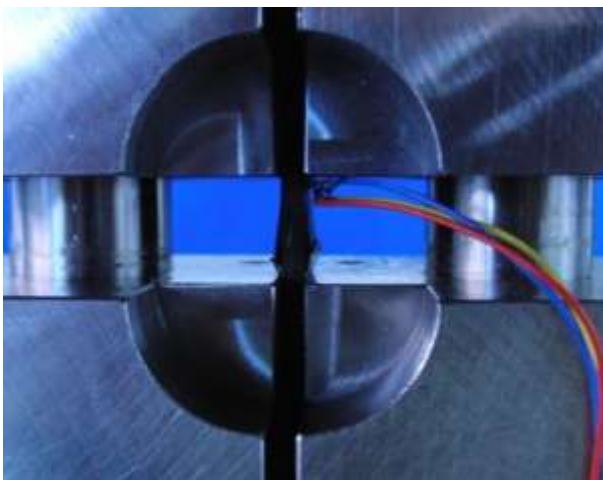


Fig. 6.31

Dai risultati delle prove si può concludere che i dati presentano una discreta ripetibilità e la bassa percentuale di inflessione mostra una corretta esecuzione del caricamento.

Per quanto riguarda il test dei provini unidirezionali si ricorda che l'attrezzatura per prove a compressione CLC è utilizzabile per la misurazione del carico a rottura di provini realizzati con una percentuale massima di fibra a 0° del 50% ([20]). I provini unidirezionali sono quindi stati dotati di tabs in alluminio (Figura 9) per evitare che le fibre venissero sovratensionate a causa dell'intaglio generato in prossimità della fine della zona di afferraggio. I valori ottenuti per F_{cu} non sono però affidabili in quanto comunque fortemente sottostimati. L'attrezzatura garantisce invece buoni risultati per quanto riguarda la misurazione del modulo elastico, i dati presentano una discreta ripetibilità e la bassa percentuale di inflessione mostra una corretta esecuzione del caricamento. Il provino 52_K è stato testato utilizzando un'attrezzatura sperimentale per prove a compressione a fatica di materiali compositi progettata internamente al dipartimento DIEM, ed è l'unico provino che ha fornito un valore di carico a rottura a compressione palusibile.

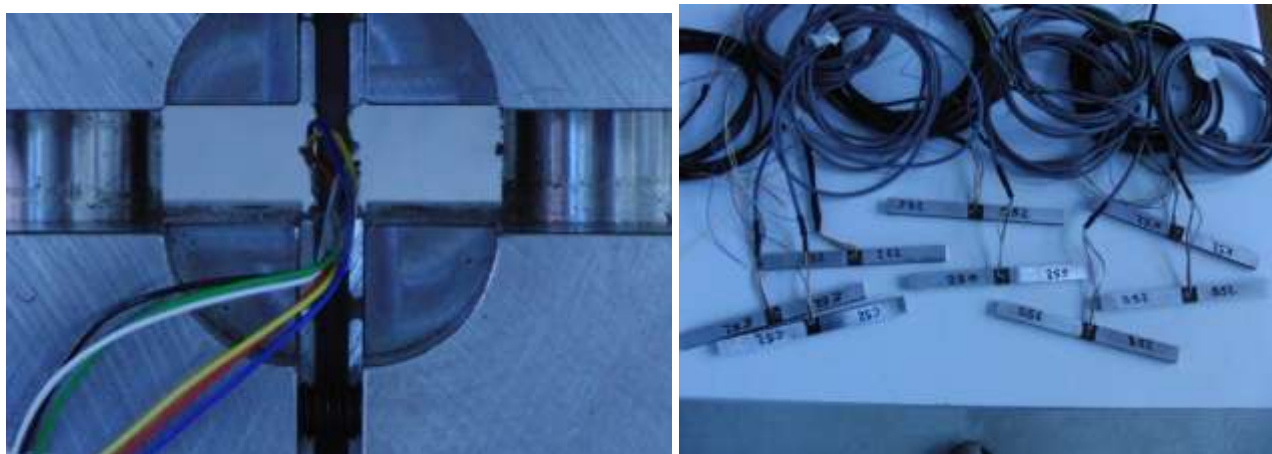


Fig. 6.32

6.2.1.3 Prove a taglio nel piano

ASTM D 5379 (Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method)

La geometria del provino è illustrata in Fig.33.

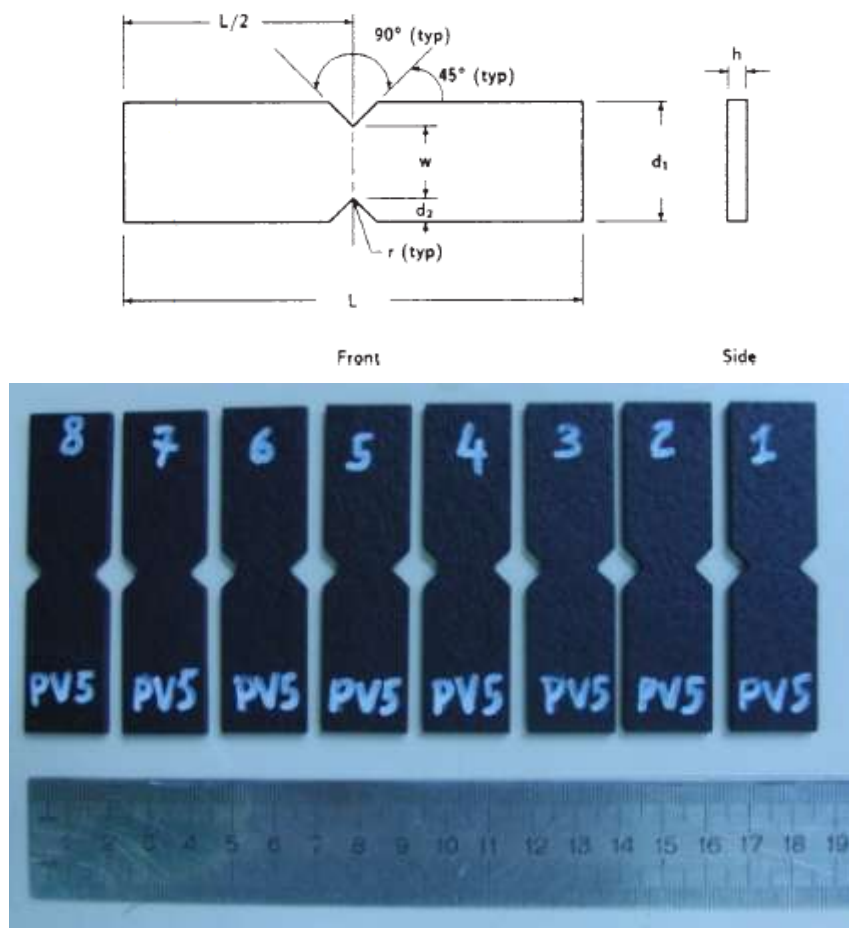


Fig. 6.33

La campagna di prove sperimentali è stata effettuata su una macchina servo-idraulica Instron 8033 con cella di carico di 250 kN calibrata a 25 kN per una maggiore sensibilità nell'acquisizione dei dati. Tutte le prove sono state condotte in controllo di posizione ad una velocità di 0,03 mm/sec.

Per l'esecuzione delle prove è stata utilizzata l'attrezzatura descritta dalla norma:

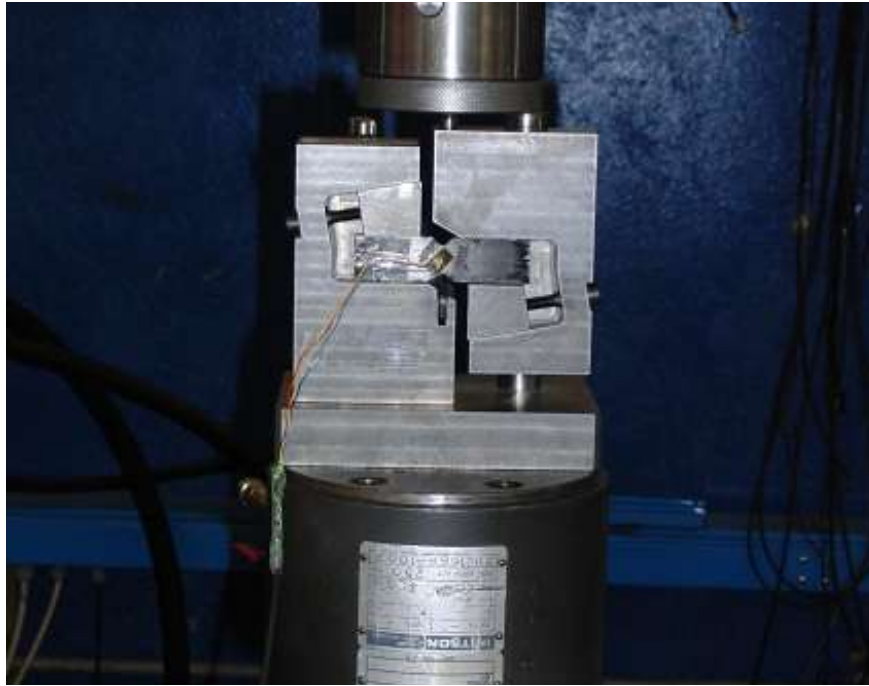


Fig. 6.34

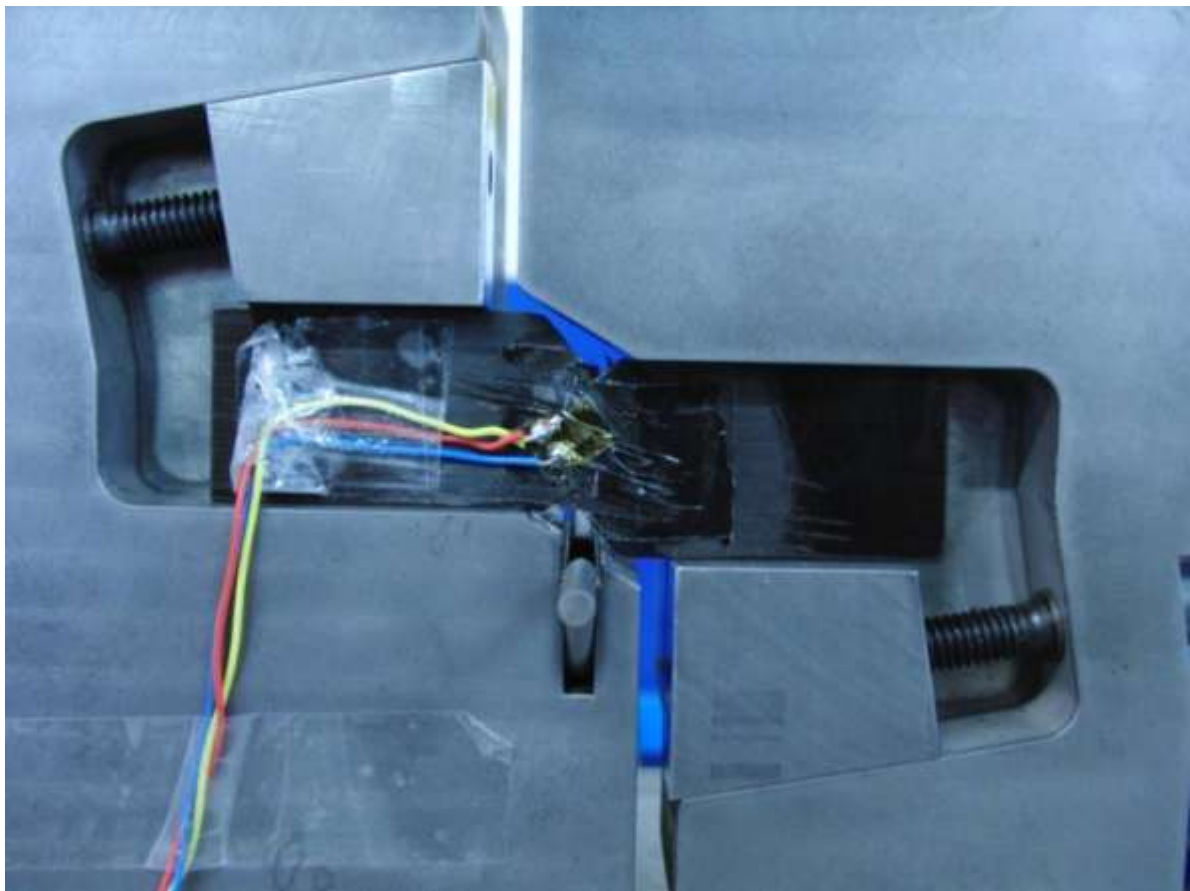


Fig. 6.35

□ Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325 $[0=90=_{45}]_{3s}$

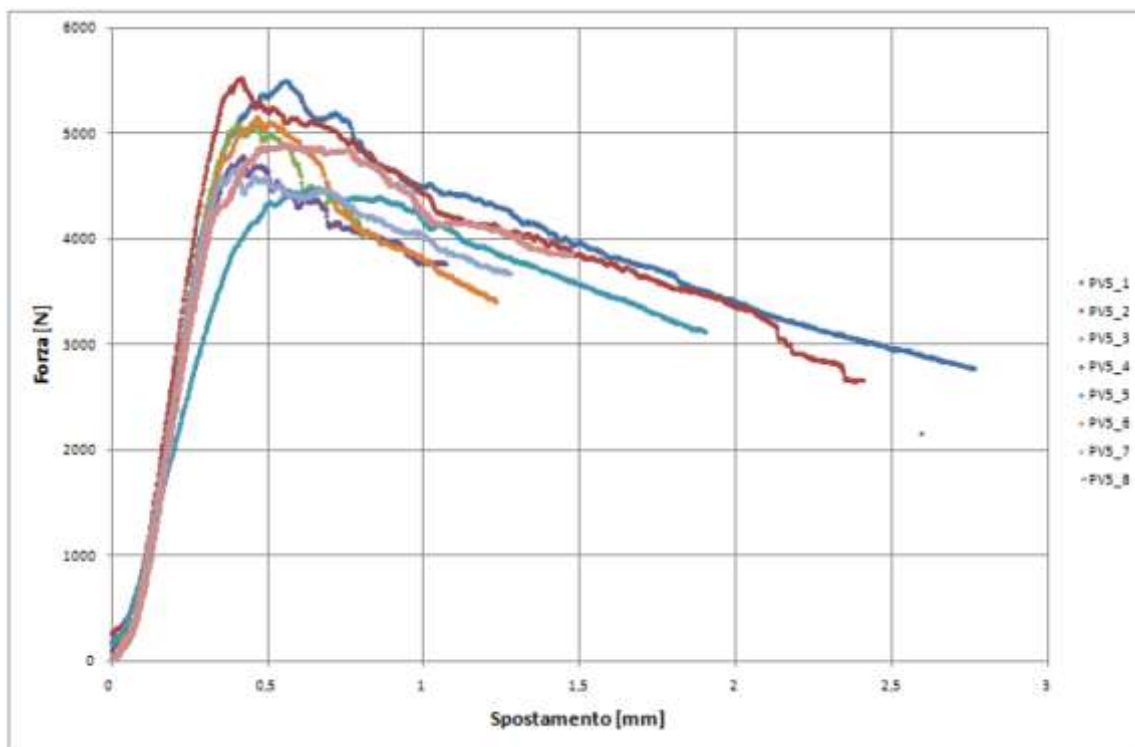


Fig. 6.36

| | F^u [MPa] | G_{12} [MPa] |
|----------|-------------|----------------|
| PV5_1 | 133.3 | 37525.6 |
| PV5_2 | 134.3 | 38585.4 |
| PV5_3 | 123.1 | 34689.8 |
| PV5_4 | 115.4 | 33306.9 |
| PV5_5 | 108.5 | 34414.7 |
| PV5_6 | 125.5 | 40856.9 |
| PV5_7 | 111.6 | 36473.3 |
| PV5_8 | 117.3 | 42212.3 |
| Media | 119.74 | 36387.83 |
| Dev.std. | 9.67 | 2866.27 |
| C.V. | 8.07 | 7.9 |

Tab 6.9

□ Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325 [(0=90)6]_s

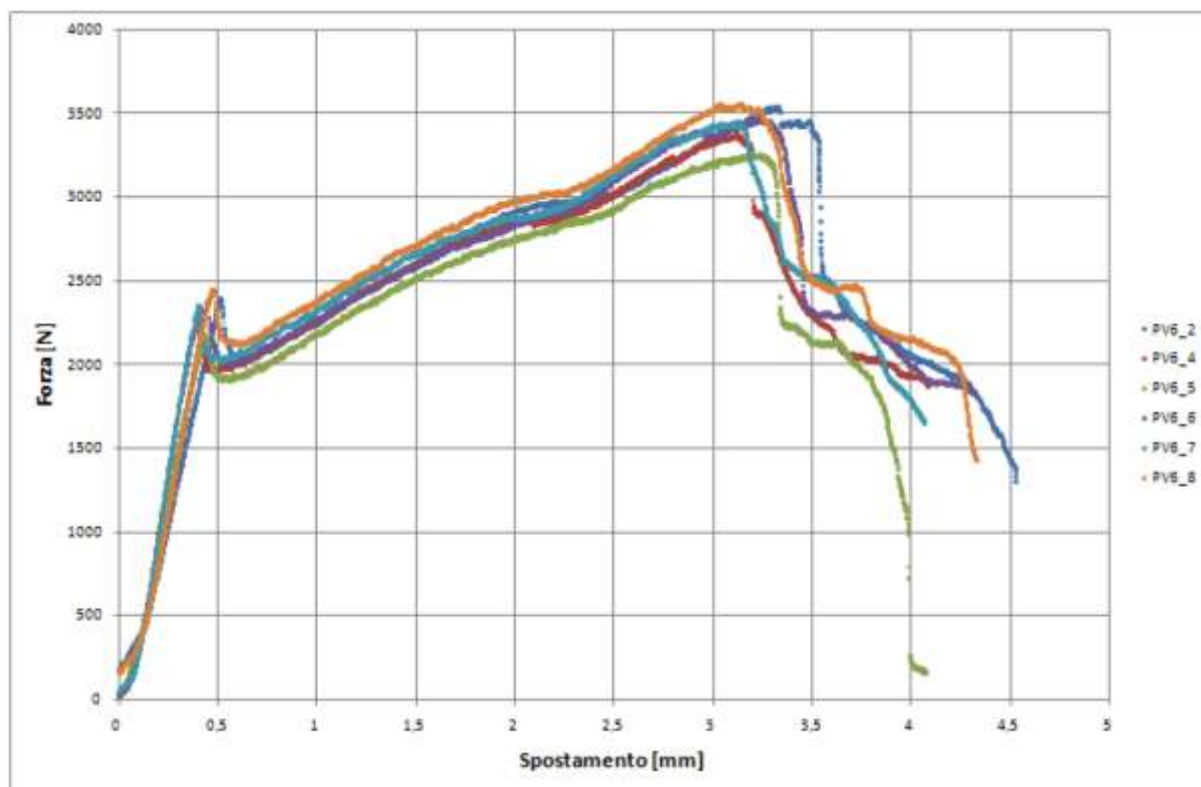


Fig. 6.37

| | F^u [MPa] | G_{12} [MPa] |
|----------|-------------|----------------|
| PV6_2 | 55.7 | 4354.5 |
| PV6_4 | 53.9 | 4297.5 |
| PV6_5 | 51.7 | 3911.3 |
| PV6_6 | 56.4 | 4365.2 |
| PV6_7 | 57.3 | 4424 |
| PV6_8 | 58.5 | 4522.5 |
| Media | 55.6 | 4312.5 |
| Dev.std. | 2.5 | 210.84 |
| C.V. | 4.41 | 4.9 |

Tab 6.10

6.2.1.4 Prove di delaminazione ILSS

ASTM D 2344/D 2344M-00: Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates

L'obiettivo di tale prova è la determinazione della resistenza a taglio interlaminare del laminato.

Tale valore viene determinato indirettamente attraverso la misura della forza P_m massima che un provino corto sottoposto a flessione a 3 punti riesce a sostenere secondo:

$$F^{sbs} = 0.75 \times \frac{P_m}{b \times h}$$

La campagna di prove sperimentali è stata effettuata su una macchina servo-idraulica Instron 8033 con cella di carico di 250 kN calibrata a 25 kN per una maggiore sensibilità nell'acquisizione dei dati. Tutte le prove sono state condotte in controllo di posizione ad una velocità di 0,02 mm/sec. I dati sono stati acquisiti tramite software Station Manager versione 3.1, MTS Corporation.

Per l'esecuzione delle prove è stata utilizzata un'attrezzatura per flessione a tre punti appositamente progettata e costruita (Figura 38).



Fig. 6.38

La geometria del provino è illustrata in Figura 39.

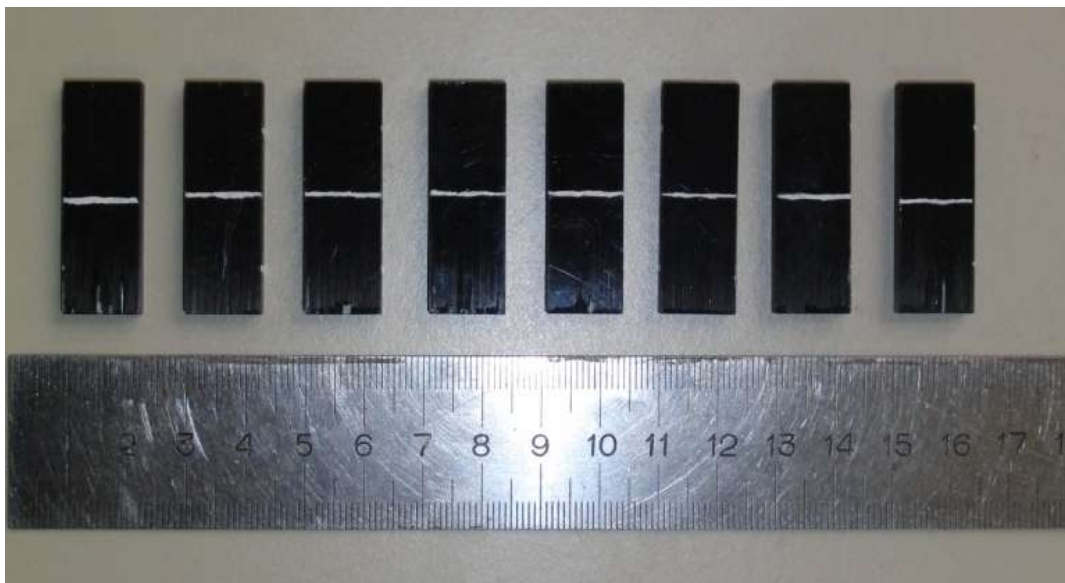
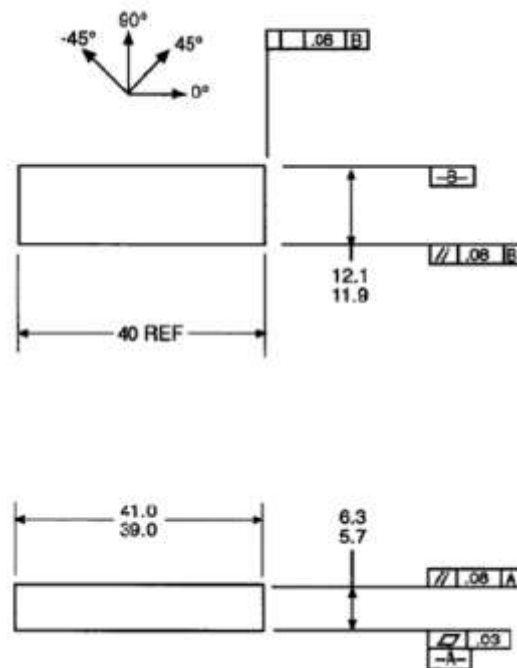


Fig. 6.39

Si riportano in Figura 40 le curve dei campioni analizzati per un confronto diretto delle caratteristiche meccaniche ed in Tabella 11 sono riportati i valori delle singole prove e i valori medi, le deviazioni standard e il coefficiente di variazione di tutte le grandezze misurate per le prove a trazione. Il carico massimo raggiunto durante la prova è rappresentato dalla sigla FSBS.

□ Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325 [0/90/±45]_{5s}

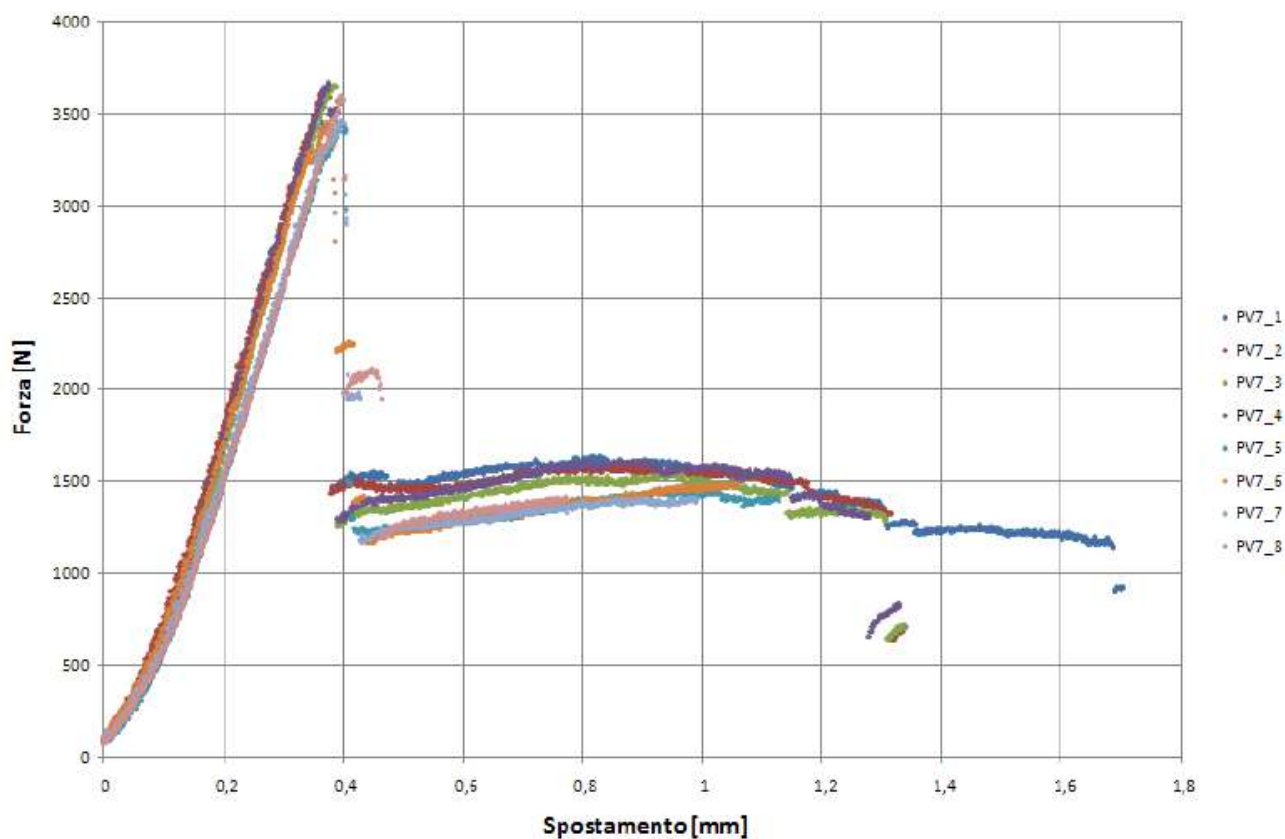


Fig. 6.40

| | F^{SBS} [MPa] |
|----------|-----------------|
| PV7_1 | 37.74 |
| PV7_2 | 39.21 |
| PV7_3 | 39.02 |
| PV7_4 | 39.61 |
| PV7_5 | 36.93 |
| PV7_6 | 37.58 |
| PV7_7 | 37.23 |
| PV7_8 | 38.72 |
| Media | 38.26 |
| Dev.std. | 1.00 |
| C.V. | 2.63 |

Tab 6.11

□ Cycom 2020 HM Epoxy -36%-M55J-140-325 [0]₄₀

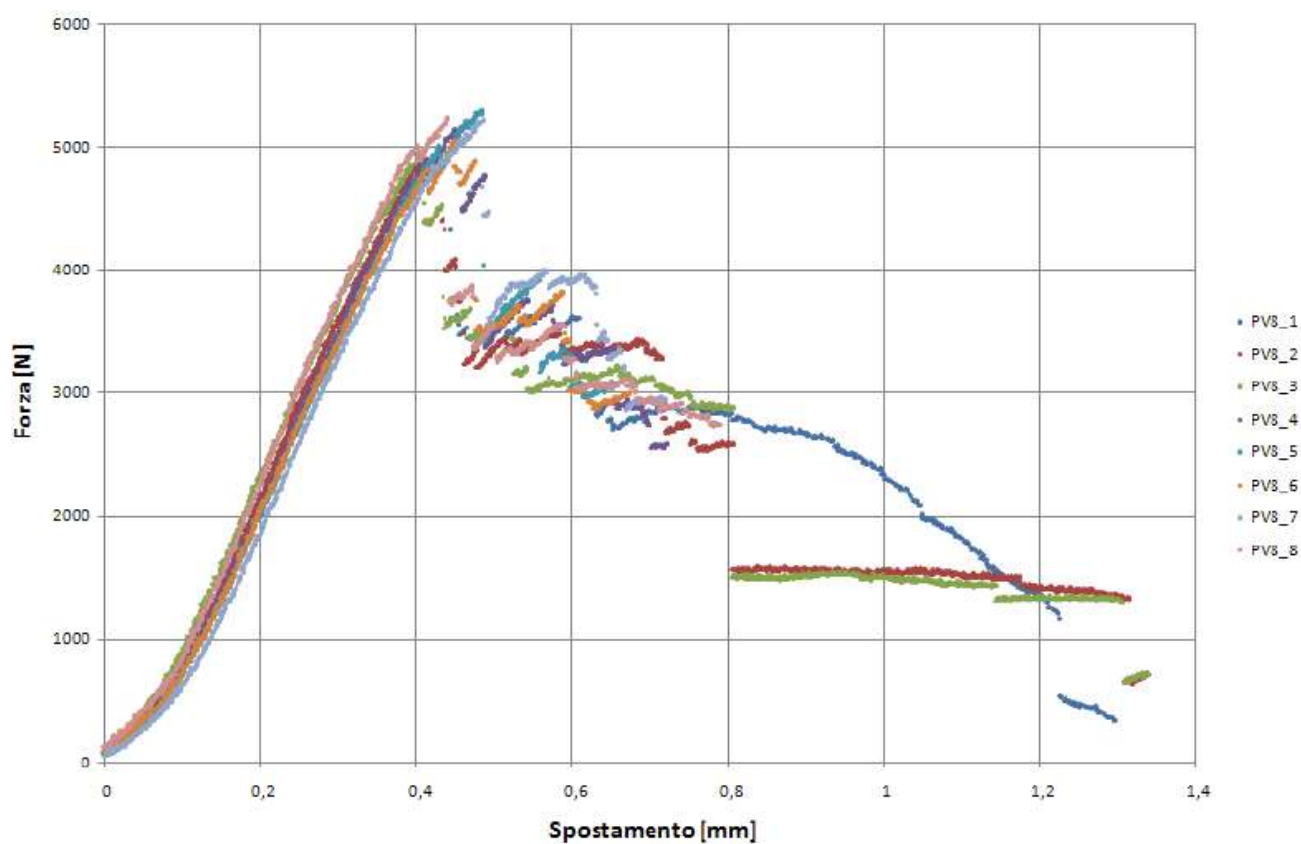


Fig. 6.41

| | F^{SBS} [MPa] |
|----------|-----------------|
| PV8_1 | 52.67 |
| PV8_2 | 51.37 |
| PV8_3 | 52.32 |
| PV8_4 | 54.72 |
| PV8_5 | 56.10 |
| PV8_6 | 53.62 |
| PV8_7 | 55.52 |
| PV8_8 | 54.41 |
| Media | 53.84 |
| Dev.std. | 1.64 |
| C.V. | 3.05 |

Tab 6.12

Considerazioni

Dai risultati delle prove si può concludere che i dati presentano un'ottima ripetibilità. La modalità di rottura riportata in Figura 16 evidenzia una buona funzionalità dell'attrezzatura in quanto la rottura non avviene per flessione, né per sovraccarico localizzato nelle zone di contatto, ma per delaminazione a causa della troppo elevata tensione di taglio interlaminare.

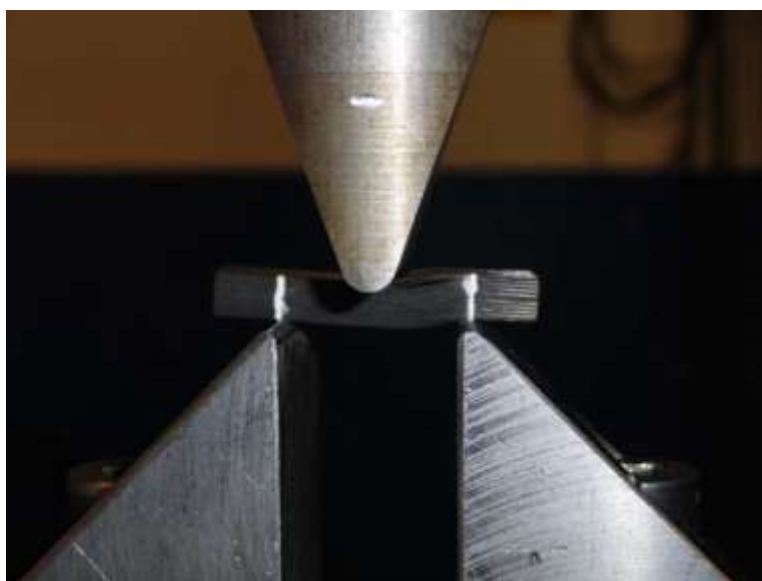


Fig. 6.42

6.2.2 Prova di dettaglio su parte elementare di telaio

A seguito della completa caratterizzazione statica delle proprietà meccaniche del laminato di interesse, si è proceduto alla progettazione e messa in produzione dei provini e delle attrezzature per la caratterizzazione statica a trazione di una parte elementare di telaio, nell'ottica di utilizzare i risultati numerici ottenuti per una validazione sperimentale del modello di calcolo e di prendere coscienza delle modalità di rottura. Scopo della prova è anche la valutazione dell'efficienza strutturale della giunzione tra nastratura e inserto.

Si allegano in appendice i disegni costruttivi dei componenti in alluminio dei provini, in Fig. 43 viene rappresentato il modello CAD 3D.

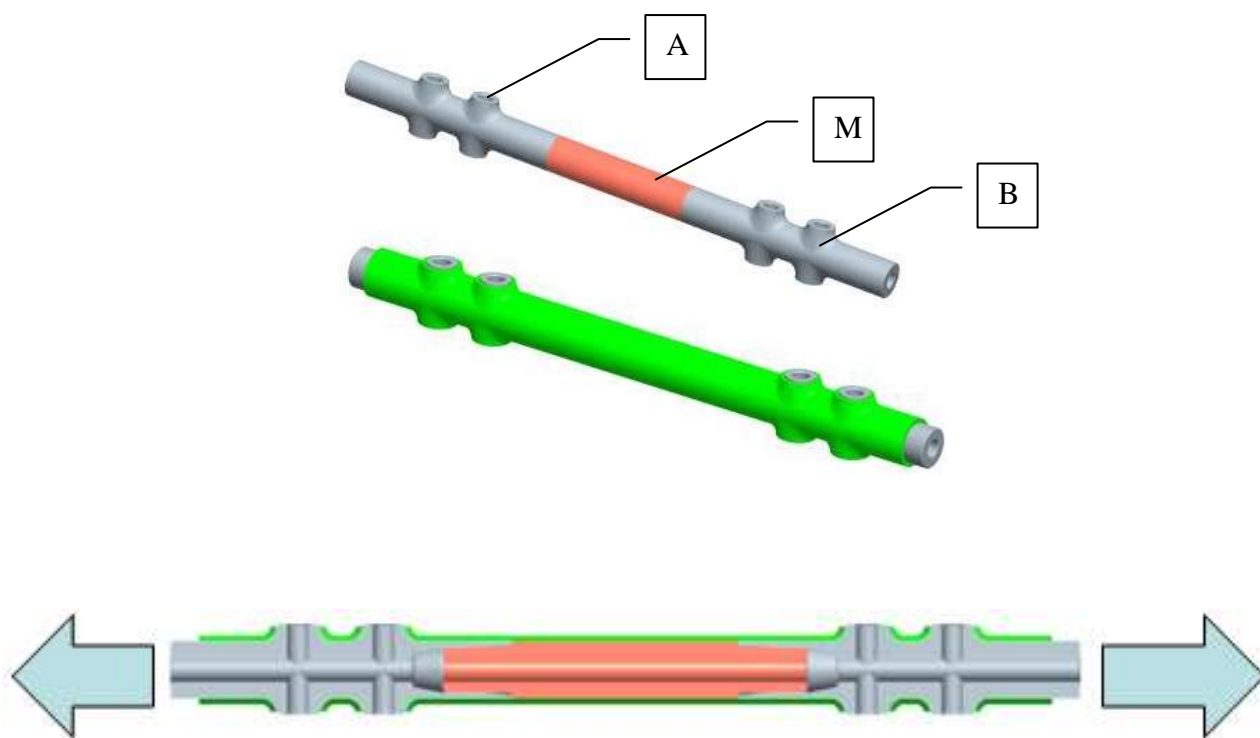


Fig. 6.43

Gli inserti esterni in alluminio A e B saranno distanziati da un elemento costituente il mandrino supporto di nastratura (M). Per facilità ed economicità costruttiva gli inserti ed il mandrino sono stati realizzati per asportazione di truciolo da barra di Ergal (Fig. 44).



Fig. 6.44

La produzione degli inserti è stata svolta in collaborazione con la ditta SM srl, azienda di Rastignano specializzata in lavorazioni CNC ed elettroerosione. La produzione della nastratura manuale dei provini è stata effettuata presso Picasso Racing Components di Alain Mestdagh, titolare dell'azienda e tecnico dalla lunghissima esperienza nelle competizioni motoristiche, in particolare in Formula 1 e MotoGP, che ha fornito il materiale e la disponibilità delle attrezzature. Si è proceduto a tagliare con cutter in direzione longitudinale alle fibre strisce larghe 5mm di tessuto preimpregnato unidirezionale Cytec 2020 HM Epoxy. La superficie dei mandrini centrali di supporto alla nastratura è stata preparata con deposizione di distaccante siliconico in modo tale da impedire l'adesione della nastratura e annullarne l'influenza in sede di prova. Si riporta in modo esplicativo in Fig. 45 la sequenza di avvolgimento $+30^{\circ}/-30^{\circ}$ alternato secondo il lay-up dei 4 provini che segue:

1. $[+30/-30]_2$ Totale 4 pelli. Peso nastratura 48g pre e post polimerizzazione.
2. $[+30/-30]_2$ Totale 4 pelli. Peso nastratura 50g pre e post polimerizzazione.
3. $[+30/-30]_3$ Totale 6 pelli. Peso nastratura 77g pre e post polimerizzazione.
4. $[+30/-30]_4$ Totale 8 pelli. Peso nastratura 99g pre e post polimerizzazione.



Fig. 6.45

E' stato poi realizzato un provino con laminazione intrecciata dei diversi nastri per valutare l'influenza che un intreccio a tessuto plain wave $+30/-30$ potrebbe avere

sull'efficienza del giunto. Si riporta in Fig. 46 una breve sequenza della laminazione del quinto provino. Peso della nastratura 70g.



Fig. 6.46

Una volta nastrato il provino è stato messo in sacco a vuoto (Fig. 47) e polimerizzato in autoclave con ciclo di cura standard secondo datasheet.



Fig. 6.47

In Fig. 48 i provini 3 e 4 dopo polimerizzazione.



Fig. 6.48

In Fig. 49 il provino 5 dopo polimerizzazione



Fig. 6.49

Il modello di calcolo utilizzato è di tipo elastico lineare, e non ha potuto tenere conto di eventuali problematiche di adesione tra nastratura e inserti, né di delaminazioni del composito. In modo da investigare eventuali problemi di adesione tra nastratura e inserto dovuti fondamentalmente da mismatch termici in fase di polimerizzazione, i modi di rottura, determinare il vero modulo elastico longitudinale del laminato e la resistenza a trazione si è proceduto all'osservazione delle modalità di rottura dei provini rappresentativi di una parte elementare di telaio.

In modo da valutare i vantaggi in merito all'introduzione di vincoli di forma supplementari nell'aggrappaggio della nastratura all'inserto è stata pianificata anche la realizzazione di prove di trazione di provini con inserti con pins:



Fig. 6.50

Ma a seguito dei buoni risultati conseguiti con le prove sui provini lisci questa strada non è stata perseguita ulteriormente.

La campagna di prove sperimentali è stata effettuata su una macchina servo idraulica Instron 8033 con cella di carico di 250 kN calibrata a 25 kN per una maggiore sensibilità nell'acquisizione dei dati. Le prove di trazione e compressione sono state condotte in controllo di posizione ad una velocità di 0,02 mm/sec.

I dati sono stati acquisiti tramite software Station Manager versione 3.1, MTS Corporation.

Per la misura della deformazione nelle prove di trazione e compressione sono stati utilizzati degli estensimetri biassiali della Luchsinger, collegati a ponte intero, con resistenza $350 \pm 0.4\%$ e gauge factor $+2.01 \pm 0.5$, centrati lungo l'asse del carico. Per l'esecuzione delle prove a trazione sono state progettati e costruiti degli afferraggi idonei

Le scelte costruttive delle attrezzature in oggetto sono state determinate dall'esigenza di eliminare qualsiasi tipo di flessione dal provino durante l'esecuzione della prova. Inoltre il trasferimento del carico di trazione avviene attraverso l'inserimento di due perni di diametro 10mm, all'interno dell'inserto in alluminio, per evitare qualsiasi tipo di afferraggio che possa improntare il provino e rovinare quindi la fibra localmente.

Si riporta in Fig. 51 l'attrezzatura di afferraggio dei provini. Due perni per ogni estremità trasferiscono il carico di trazione sul provino.

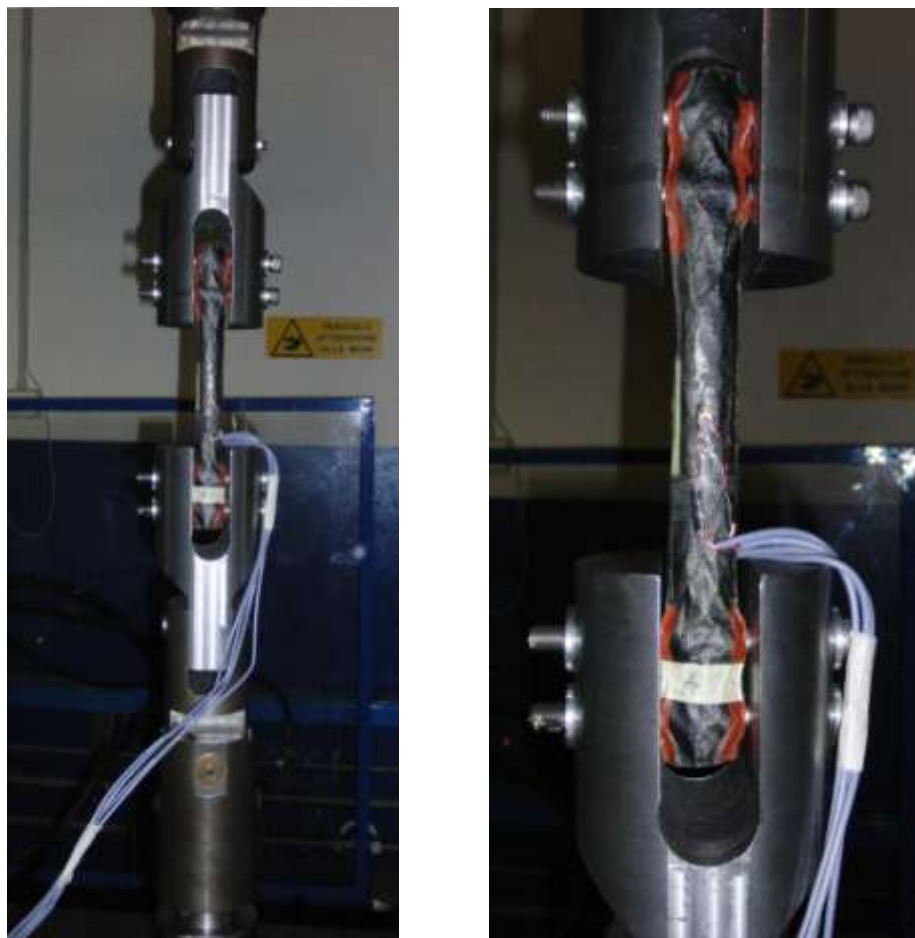


Fig. 6.51

In Fig. 52 sono riportate tutte le curve di trazione dei 4 campioni per un confronto diretto delle caratteristiche meccaniche.

Si evince che i valori utilizzati del modulo di elasticità longitudinale per il calcolo della rigidezza torsionale del telaio nastrato in composito, sono inferiori a quelli trovati sperimentalmente. Infatti considerando il Layup ad 8 ply con un angolazione delle fibre di $\pm 30^\circ$, rispetto al Layup a 10 ply con angolazione delle fibre di $\pm 30^\circ$, si ha una differenza di modulo di elasticità del 19%. Si riportano in Tab. 6.13 i dati elaborati.

| | F^{tu} [MPa] | E [GPa] |
|-------|----------------|---------|
| 8 ply | 1073 | 154,5 |
| 6 ply | 1060 | 109 |
| 4 ply | 918 | 96,5 |
| 4 ply | 870 | 89,3 |

Tab. 6.13

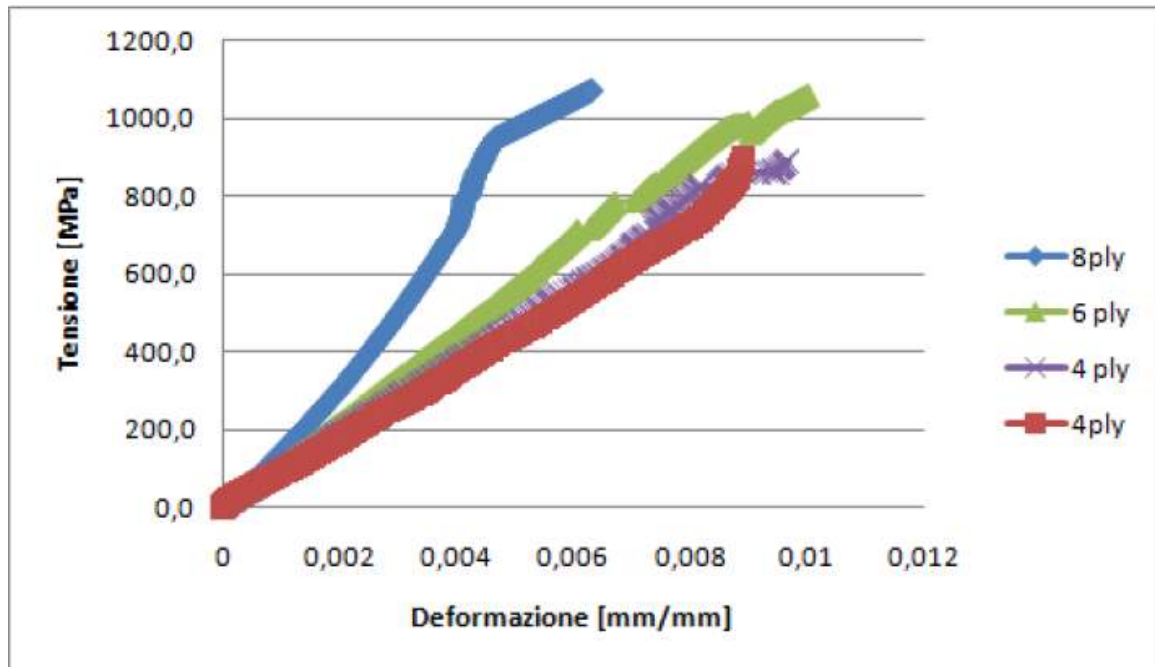


Fig. 6.52

Osservando una differenza di modulo di elasticità del laminato in direzione longitudinale nei provini da 4 e 6 plyies inferiore rispetto a quello ad 8 plyies si

ipotizza che il modo di trasferimento dei carichi ai vincoli di forma abbia una elevata influenza sulla rigidità del sistema.

Per individuare un valore di rigidità più simile alla realtà si è rieseguito il calcolo, riaggiornando le proprietà meccaniche con i nuovi valori sperimentali trovati; in particolare sono state utilizzate le grandezze trovate per il provino a 8 ply. La scelta eseguita dipende dallo spessore del provino testato, che si avvicina in maniera significativa al valore ipotizzato da calcolo.

A seguito delle prove meccaniche di validazione del modello è stata misurata una rigidità longitudinale del laminato nastrato inferiore del 19% rispetto a quella determinabile in base alla teoria classica dei laminati utilizzando i valori del laminato classico caratterizzato in 6.2.1. Tale differenza potrebbe essere determinata dalla qualità del processo di laminazione (realizzato personalmente).

Si riportano in Fig. 53 i diversi modi di rottura dei provini. I provini 1 e 3 hanno mostrato rottura in modalità b, cedimento del materiale approssimativamente su una sezione circolare localizzata a 10mm oltre il perno interno. Il provino 2 ha mostrato rottura in modalità c, con strappo a 45° localizzato tra i due perni tale da lasciare la nastratura in zona perno esterno adesiva all'inserimento. Il provino 4 ha presentato rottura secondo modalità a, con cedimento assiale in sezione perpendicolare ai perni tale da scalzare l'inserimento dalla nastratura.



Fig. 6.53 a, b, c

Capitolo 7

CONCLUSIONI e SVILUPPI FUTURI

7.0 Conclusioni

Lo studio effettuato nel corso di questa dissertazione ha evidenziato la fattibilità dal punto di vista tecnico della nastratura di telai in materiale composito in maniera automatica o semiautomatica e l'opportunità di ottenere vantaggi di peso a pari rigidità in componenti strutturali quali telai automobilistici. Le caratteristiche prestazionali del telaio innovativo risultano molto limitate dal vincolo di intercambiabilità con il telaio in acciaio 2009. Il metodo di progettazione innovativo presentato in questa dissertazione abbraccia in maniera globale l'intera struttura e risulta potenzialmente vantaggioso in applicazioni basate su progetti ex-novo in cui il disegno della forma può essere adattato alla natura fibrosa resistente a trazione del materiale composito.

7.1 Sviluppi futuri

- Miniaturizzare la testa nastratrice
- Sviluppare la tecnologia di nastratura per la laminazione di sezioni ovali
- Mettere a punto il processo di debulking per mezzo di avvolgimento di nastro termorestringente
- Valutare approfonditamente l'impiego di preimpregnati termoplastici o towpreg OoA in nastratura automatizzata
- Ottimizzare l'accoppiamento inserto nastratura e realizzazione vasta campagna di prove sperimentali
- Ottimizzare il disegno del telaio innovativo tale da minimizzare gli effetti di fuori nodo e realizzare giunzioni sempre con almeno due imbullonamenti per nodo
- Stima del lotto economico di produzione di telai automobilistici per nastratura automatizzata

Bibliografia

- [1] F. Maldini, *“Impiego di materiali composite in vetture di serie”*, Tesi di laurea specialistica in Ingegneria Meccanica, 2008, Università di Bologna DIEM
- [2] F. Maldini, G. Bonelli, *“Scouting tecnologico e aziendale, materiali compositi automotive strutturale in media serie”*, trattazione ad uso aziendale, 2009, Università di Bologna DIEM
- [3] F. Maldini, G. Bonelli, *“Libreria dei sistemi di materiale-tecnologia, materiali compositi automotive strutturale in media serie”*, trattazione ad uso aziendale, 2009, Università di Bologna DIEM
- [4] Bhagwan D. Agarwal, Lawrence J. Broutman, K. Chandrashekhara *“Analysis and Performance of Fiber Composites”* ed. Wiley
- [5] Out of Autoclave Processable Prepreg and Resin Films - An Overview and Recent Developments and Shared Databases, Ridgard (Advanced Composites Group Inc., SAE Technical Paper 2006, shop.sae.org
- [6] “Cycom 5215 Modified Epoxy Resina Out-of-Autoclave Processing”, Datasheet
- [7] Airbus qualification for ACG’s out-of-autoclave processing material
- [8] ML-HDBK-17/1f Composite Materials Handbook Volume 1 - Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials
- [9] Out of autoclave curing of composites; Sakota, Zeljko Gigio (Mechanical and Aerospace Engineering Dept., University of California, Los Angeles (UCLA), Los Angeles, CA 90095); Thomas Hahn, H.; Lackman, Les; Bullen, George Nick Source: International SAMPE Symposium and Exhibition (Proceedings), v 51, 2006, SAMPE ’06: Creating New Opportunities For The World Economy; Conference Proceedings
- [10] Hybrid composites using out-of-autoclave process for aerospace sub-structures Menta, V.G.K. (Department of Mechanical and Aerospace Engineering,

Missouri University of Science and Technology, Rolla, MO 65409);
Sundararaman, S.; Chandrashekhara, K.; Phan, N.; Nguyen, T. Source:
International SAMPE

- [11] Quickstep processing of an AGATE qualified carbon epoxy PREPREG Brosius, Dale (Quickstep Technologies, South Fremantle, WA 6162); Law, Haydn; Tiam, Sam; Odagiri, Nobuyuki Source: International SAMPE Technical Conference, 2006, 38th SAMPE Fall Technical Conference: Global Advances in Materials and Process Engineering
- [12] 3-D Textile Reinforcements in Composite Materials; A. Miravete; ed. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, 1999
- [13] Engineered textile preforms for RTM: A comparison of braiding, knitting, and weaving technologies; S Clarke - SAMPE Journal(USA), 1998 - csa.com
- [14] A comparison of physical properties of glass fibre epoxy composites produced by wet lay-up with autoclave consolidation and resin transfer moulding, D. Abrahama, S. Matthews and R. McIlhaggera, - Composites Part A, 1998 – Elsevier
- [15] A comparative study of the fatigue and post-fatigue behavior of carbon–glass/epoxy hybrid RTM and hand lay-up composites MP Cavatorta - Journal of Materials Science, 2007 – Springer
- [16] High performance thermoplastic polymers and composites, Bai, Jia-Mo (Cytec Engineered Materials, 1440 N Kraemer Blvd, Anaheim, CA 92806); Leach, David; Cease, Stephen; Pratte, James Source: International SAMPE Symposium and Exhibition (Proceedings), v 50, p 1391-1405, 2005, SAMPE 05: New Horizons for Materials and Processing Technologies - Conference Proceedings
- [17] B. Weteringe et al, Characterization of Microcracking in PPS Laminates, Proc 23rdSAMPE Europe Conference, Paris April 9-11, 2002, pp225-236
- [18] P.Parlevliet, H. Bersee, The Effects of Processing on Mechanical and Microcracking Properties of PPS Composites, Proc 24thSAMPE Europe Conference, Paris, March 30 - April 2, 2004

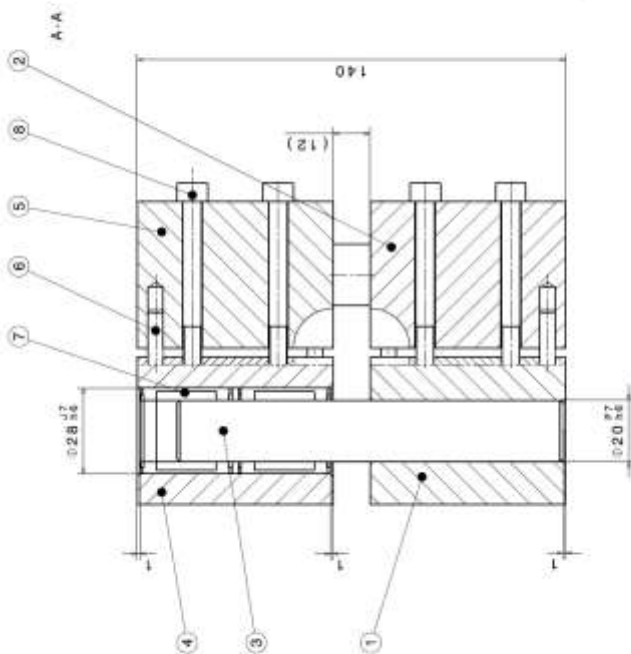
-
- [19] “Results of the Qualification Test Program of CETEX Carbon Fabric (CD0286) Reinforced PPS (HC/C),” Report 5906.11, Ten Cate Advanced Composites, Nijverdal, The Netherlands, 12 June 1998
- [20] L. Smith, B. Campbell, K. Peterson, A Comparative Study of the Environmental Durability of Thermoplastic Composites. Proc SAMPE Technical Conference 2001
- [21] I. Crivelli Visconti, Giancarlo Caprino, Antonio Langella, Materiali Compositi: Tecnologie-Progettazione- Applicazioni, EDITOREULRICO HOEPLI, Milano, 2009
- [22] ASM International Handbook Vol.21 Composites
- [23] J. Gosse and S. Christensen, Strain Invariant Failure Criteria for Polymers in Composite Materials, AIAA-2001-1184, The Boeing Company, Proc. 42nd American Institute of Aeronautics and Astronautics/American Society of Mechanical Engineers/American Society of Civil Engineers/American Helicopter Society/American Society for Composites Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf., 16–19 April 2001 (Seattle, WA)
- [24] L.J. Hart-Smith, The Design of Repairable Composite Structures, SAE Trans. 851830, SAE Aerospace Technology Conf., Society of Automotive Engineers, 1985
- [25] L.J. Hart-Smith, Effects of Flaws and Porosity on Strength of Adhesive-Bonded Joints, Proc. 29th SAMPE Annual Symposium and Technical Conf., Society for the Advancement of Material and Process Engineering, April 1984, p 840–852
- [26] E.W. Thrall, Jr., Failures in Adhesively Bonded Structures, Bonded Joints and Preparation for Bonding, AGARD-NATO Lecture Series 102, Advisory Group for Aerospace Research and Development, North Atlantic Treaty Organization, 1979, p 5-1 to 5-89
- [27] L.J. Hart-Smith, Adhesive Bonding of Aircraft Primary Structures, Douglas Paper 6979, SAE Trans. 801209, SAE Aerospace Congress and Exhibition, Society of Automotive Engineers, 1980

-
- [28] R.W. Shannon et al., “Primary Adhesively Bonded Structure Technology (PABST): General Material Property Data,” United States Air Force, AFFDL-TR-77-107, Douglas Aircraft Company, Sept 1978, 2nd ed., 1982
- [29] L.J. Hart-Smith, G. Redmond, and M.J. Davis, “The Curse of the Nylon Peel Ply,” McDonnell Douglas Paper MDC 95K0072, presented to 41st International SAMPE Symposium and Exhibition, 25–28 March 1996 (Anaheim), Society for the Advancement of Material and Process Engineering; in Proc., p 303–317
- [30] L.J. Hart-Smith, “Effects of Pre-Bond Moisture on Interfacial Failures in Glued Composite Joints—and What to Do about It,” presented to MIL-HDBK-17 Meeting, 30 March to 2 April 1998 (San Diego, CA); also to be presented to a future International Society for the Advancement of Material and Process Engineering Symposium and Exhibition
- [31] O. Volkersen, The Rivet-Force Distribution in Tension-Stressed Riveted Joints with Constant Sheet Thicknesses, *Luftfahrtforschung*, Vol 15, 1938, p 4–47
- [32] L.J. Hart-Smith, “Adhesive-Bonded Single- Lap Joints,” NASA CR-112236, Douglas Aircraft Company, Jan 1973
- [33] L.J. Hart-Smith, Stress Analysis: A Continuum Mechanics Approach, *Developments in Adhesives*, 2, A.J. Kinloch, Ed., Applied Science Publishers, 1981, p 143
- [34] L.J. Hart-Smith, “The Goland and Reissner Bonded Lap Joint Analysis Revisited Yet Again—but This Time Essentially Validated,” Boeing Paper MDC 00K0036, to be published
- [35] N.A. de Bruyne, The Strength of Glued Joints, *Aircr. Eng.*, Vol 16, 1944, p 115–118, 140
- [36] L.J. Hart-Smith, “Analysis and Design of Advanced Composite Bonded Joints,” NASA CR-2218, Douglas Aircraft Company, Jan 1973; reprinted, complete, Aug 1974
- [37] L.J. Hart-Smith, Design and Analysis of Adhesive-Bonded Joints, Proc. First Air

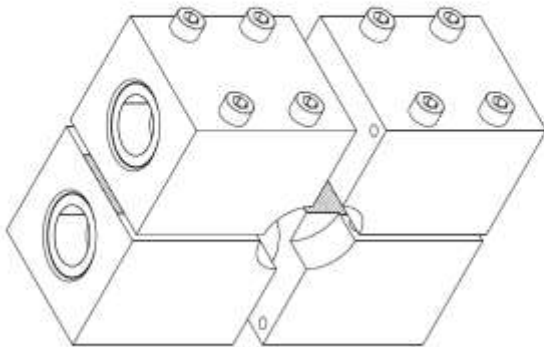
-
- Force Conf. Fibrous Composites in Flight Vehicle Design, AFFDL-TR-72-130, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1972, p 813–856
- [38] L.J. Hart-Smith, Design and Analysis of Adhesive-Bonded Joints, Proc. First Air Force Conf. Fibrous Composites in Flight Vehicle Design, AFFDL-TR-72-130, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1972, p 813–856
- [39] L.J. Hart-Smith, “Differences between Adhesive Behavior in Test Coupons and Structural Joints,” paper presented at ASTM Adhesives Committee D-14 Meeting, March 1981 (Phoenix), American Society for Testing and Materials
- [40] L.J. Hart-Smith, “Adhesive Layer Thickness and Porosity Criteria for Bonded
- [41] L.J. Hart-Smith, “Adhesive-Bonded Double-Lap Joints,” NASA CR-112235, Douglas Aircraft Company, Jan 1973 Joints,” AFWAL-TR-82- 4172, Douglas Aircraft Company, Dec 1982
- [42] L.J. Hart-Smith, “Design Methodology for Bonded-Bolted Composite Joints” AFWAL-TR-81-3154, Douglas Aircraft Company, Feb 1982
- [43] L.J. Hart-Smith, Mechanically Fastened Joints for Advanced Composites—Phenomenological Considerations and Simple Analyses, Fibrous Composites in Structural Design, Fourth Conf. on Fibrous Composites in Structural Design, E.M. Lenoe, D.W. Oplinger, and J.J. Burke, Ed., Plenum Press, 1980, p 543–574
- [44] L.J. Hart-Smith, “Bolted Joints in Graphite- Epoxy Laminates,” NASA CR-144899, Douglas Aircraft Company, Jan 1977
- [45] L.J. Hart-Smith, Design and Analysis of Bolted and Riveted Joints in Fibrous Composite Structures, Joining Fibre-Reinforced Plastics, F.L. Matthews, Ed., Elsevier, 1987, p 227–269
- [46] W.D. Nelson, B.L. Bunin, and L.J. Hart- Smith, Critical Joints in Large Composite Aircraft Structure, Proc. Sixth Conf. Fibrous Composites in Structural Design, AMMRC MS 83-2, Army Materials and Mechanics Research Center, 1983, p II-1 to II-38
- [47] L.J. Hart-Smith, “Analysis Methods for Bolted Composite Joints Subjected to

-
- In- Plane Shear Loads,” McDonnell Douglas Paper MDC 96K0086, presented to AGARD 83rd Structures and Materials Panel, Bolted/Bonded Joints in Polymeric Composites, Specialists Meeting, 2–3 Sept 1996 (Florence, Italy), Advisory Group for Aerospace Research and Development; Bolted/Bonded Joints in Polymeric Composites, AGARD Conf. Proc., AGARD CP- 590, Jan 1997, p 8-1 to 8-11
- [48] J.M. Whitney and R.J. Nuismer, Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations, J. Compos. Mater., Vol 8, 1974, p 253–265
- [49] Gioivanni Paolo Bonelli “*Studio del comportamento flessio-torsionale di un telaio nastrato in composito per vettura sportiva*”, Tesi di Dottorato di Ricerca in Macchine e Sistemi Energetici, UNIBO, DIEM, 2012
- [49] R.L. Ramkumar and E.W. Tossavainen, “Bolted Joints in Composite Structures: Design, Analysis and Verification; Task I Test Results—Single Fastener Joints,” AFWAL- TR-84-3047, Northrop Aircraft Division, Aug 1984
- [50] Review of applications for advanced three-dimensional fibre textile composites Mouritz, A.P. (Def. Sci. and Technol. Organisation, Aero. Mar. Res. Lab., P.O. Box 4331, Melbourne, Vic. 3001, Australia); Bannister, M.K.; Falzon, P.J.; Leong, K.H. Source: Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, v 30, n 12, p 1445-1461, December 1999 (allegato elettronico)
- [51] Claudio Badini “Materiali Compositi per l’Ingegneria” ed. CELID
- [52] Gianni Caligiana, Francesco Cesari “*I Materiali Compositi*” ed. Pitagora
- [53] Giuseppe Ciampaglia “*Tecnologia dei Materiali Compositi Meccanici ed Aeronautici*” IBN Editore
- [54] Robert M. Jones “Mechanics of Composite” second edition, ed. Taylor & Francis
- [55] Carl Zweben, Composite Materials and Mechanical Design, *Mechanical Engineer's Handbook*, 2nd ed., Myer Kutz, Ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 1998.

-
- [56] B. T. Åström, *Manufacturing of Polymer Composites*, Chapman & Hall, 1997
- [57] Nigel Macknight, Andrew Betty *The Modern Formula 1 Race Car*, Motorbooks International, 1993, p 88–100
- [58] M. Labordus, M. Pieters, A. Hoebergen, and J. Soderlund, The Causes of Voids in Laminates Made with Vacuum Injection, *Proc. 20th International SAMPE Europe Conference of the Society for the Advancement of Material and Process Engineering*, April 1999, p 433–441
- [59] T.J. Corden and C.D. Rudd (1997), Permeability Measurements and Modelling Techniques for Vacuum Infusion, *Proc. Fifth International Conference on Automated Composites*, Sept 1997, p 231–242
- [60] Larry J. Ashton, Laur White “Revisiting Cost Effective Filament-winding Technology,” 44th International SAMPE Symposium (Long Beach, CA), May, 1999
- [61] S.T. Peters, W.D. Humphrey, and R.F. Foral, *Filament Winding, Composite Structure Fabrication*, SAMPE Publishers, Covina, CA, 1999
- [62] Max Mald “Prepreg Composite Materials” *Proc. 20th International SAMPE Europe Conference of the Society for the Advancement of Material and Process Engineering*, April 1999
- [63] D. Brunnschweiler, The Structure and Tensile Properties of Braids, *J. Textile Ind.*, Vol 45, T55-87, 1954
- [64] W.A. Douglass, *Braiding and Braiding Machinery*, Centrex Publishing, 1964
- [65] Magnus Christensen, Anila Oko Mait, 6La “Revisiting Cost Effective Filament-winding Technology”, 44th International SAMPE Symposium (Long Beach, CA), May, 1999
- [66] J.B. Carter, “Fabrication Techniques of Tubular Structures from Braided Preimpregnated Rovings,” Paper EM85-100, presented at Composites in Manufacturing 4, Society of Mechanical Engineers, 1985



Accoppiamento spine da 5 con
blocchi SX: m6/J7



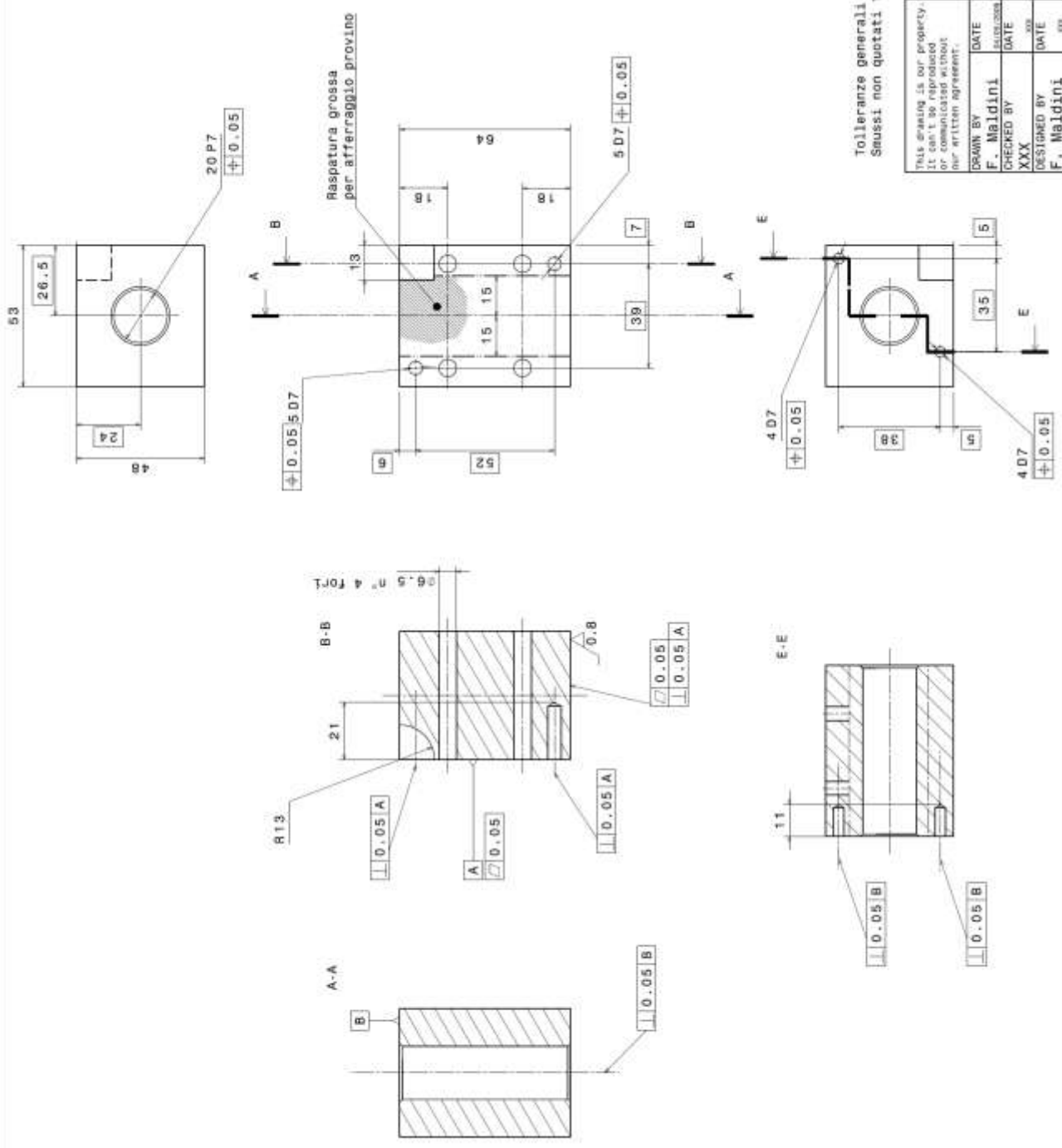
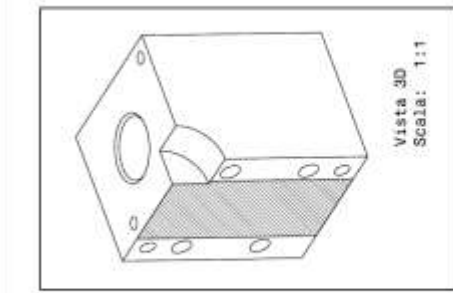
Vista 3D
Scala: 1:1

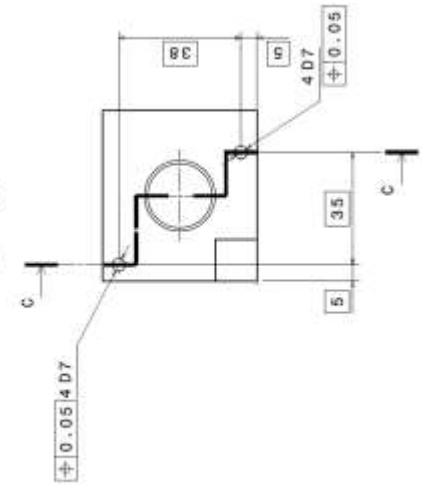
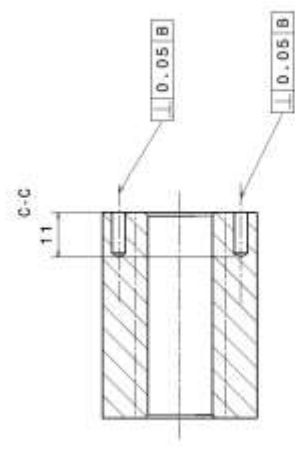
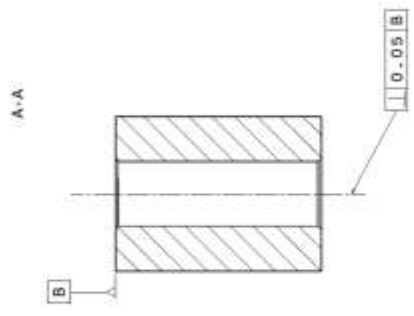
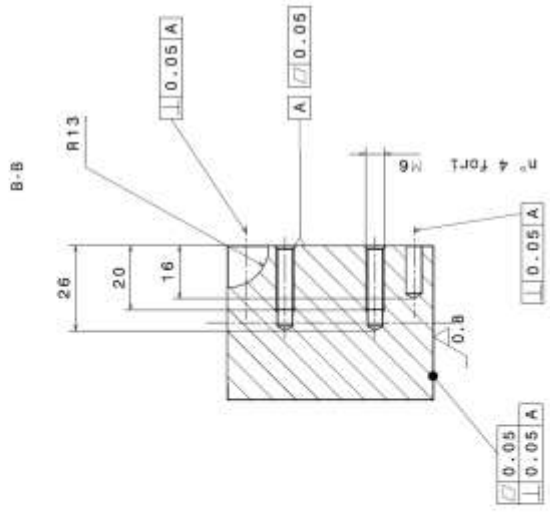
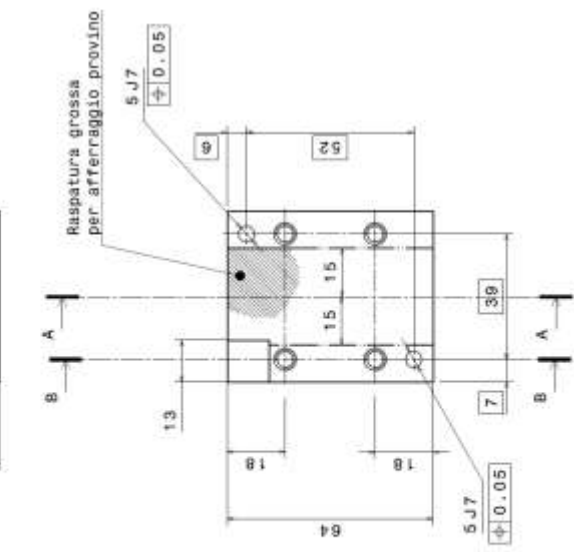
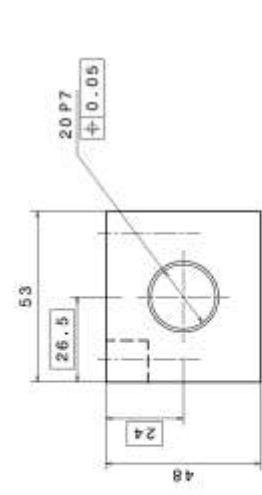
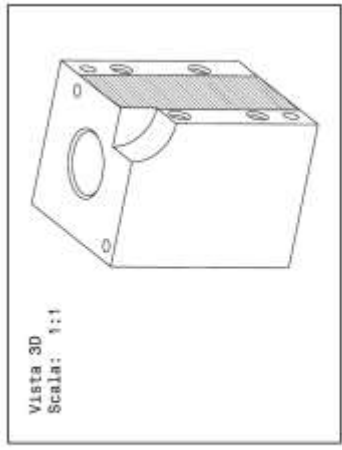
| | | | | |
|--------------------|-----------------------------------------------------|----------------|--|--------------------------------------------------------|
| 9 | Spina 4x30 ISO 8734 | 4 | | Non presenti in disegno, necessaria per le lavorazioni |
| 8 | Vite testa cilindrica cava esagonale M6x65 ISO 4762 | 8 | | |
| 7 | Manicotto a sfere SKF LBBR 20 HW8 | 4 | | |
| 6 | Spina 5x30 ISO 8734 | 4 | | |
| 5 | Blocco superiore DX | 1 | | |
| 4 | Blocco superiore SX | 1 | | |
| 3 | Albero SKF LHM 20x126 ES5C2 | 2 | | |
| 2 | Blocco inferiore DX | 1 | | |
| 1 | Blocco inferiore SX | 1 | | |
| Pos. Denominazione | | Q.tà Materiale | | Osservazioni |

DIEM - UNIBO

| | | | | | |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|-------------------------|----------------|-----|-------|
| This drawing is our property - If it can't be reproduced or communicated without our written agreement, | | DRAWING TITLE | | | |
| | | Attrezzatura CLC | | | |
| DRAWN BY | DATE | SIZE | DRAWING NUMBER | REV | |
| F. Maldini | | A2 | | | |
| XXX | DATE | SCALE | 1:METOD(kg) | XXX | X |
| DESIGNED BY | | | | | 1/1 |
| F. Maldini | | | | | SHEET |

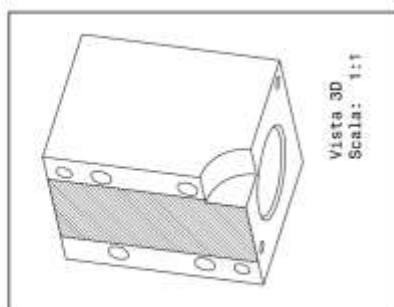
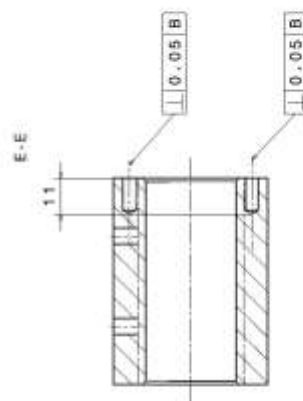
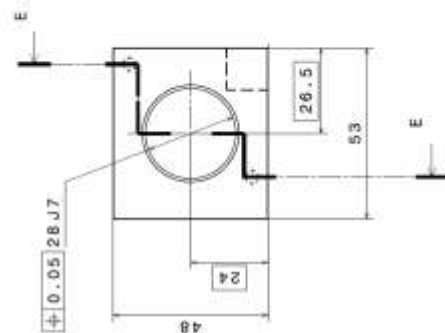
Nota: il disegno complessivo rappresenta l'attrezzaggio in configurazione di inizio prova





Tolleranze generali ISO 2768 m 1.6 (0.8)
 Snussi non quotati 1x45°

| | | | |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------|------|---------------------|------------------|
| This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement. | | DRAWING TITLE | |
| DRAWN BY | DATE | Blocco inferiore SX | |
| CHECKED BY | DATE | SIZE | DRAWING NUMBER |
| XXX | XXX | A2 | XXX |
| DESIGNED BY | DATE | SCALE | 1:1 (WEIGHT(kg)) |
| F. Maidini | XXX | XXX | XXX |
| | | | SHEET 1/1 |



Tolleranze generali ISO 2768 m
Smussi non quotati 1x45°

| | | | | | | | | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|------|------------|-------|---------------------|----------------|-----|-----------|
| This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement. | DRAWN BY | | DATE | | DRAWING TITLE | | | |
| | F. Maldini | | 20/04/2005 | | Blocco superiore DX | | | |
| | CHECKED BY | | DATE | | SIZE | DRAWING NUMBER | | REV |
| | XXX | | XXX | | A2 | XXX | | X |
| DESIGNED BY | | DATE | | SCALE | 1:1 | WEIGHT(kg) | XXX | SHEET 1/1 |
| F. Maldini | | XXX | | | | | | |

| | | | | | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------|------------|---------------------|----------------|-----------|
| This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement. | DRAWING TITLE | | BLOCCO superiore SX | | REV |
| | DRAWN BY | DATE | SIZE | DRAWING NUMBER | |
| | F. Maldini | 28-04-2008 | A2 | XXX | X |
| | CHECKED BY | DATE | SCALE | WEIGHT (kg) | SHEET 1/1 |
| | DESIGNED BY | DATE | 1:1 | XXX | |
| | F. Maldini | 28-04-2008 | | | |

